

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Кафедра авіаційних двигунів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

докт. техн. наук, проф.

_____ Ю.М. Терещенко

«__» _____ 2021 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ЗДОБУВАЧА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ

«МАГІСТР»

ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ

**«ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РЕМОНТ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН І
АВІАДВИГУНІВ»**

**Тема: «Моніторинг запасу газодинамічної стійкості компресорів
авіаційних ГТД»**

Виконав:

Хань Цзіньтао

Керівник: канд. техн. наук, доц.

_____ **І.Ф. Кінащук**

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

охорона праці: канд. техн. наук, доц.

_____ **О.М. Гунченко**

охорона навколишнього середовища:

канд. техн. наук, доц.

_____ **Є.О. Бовсуновський**

Нормоконтролер

Київ 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет

Кафедра авіаційних двигунів

Освітній ступень «Магістр»

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»

Освітньо-професійна програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

докт. техн. наук, проф.

_____Ю.М. Терещенко

«__»_____2021 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

ХАНЬ ЦЗІНЬТАО

1. Тема роботи: **«Моніторинг запасу газодинамічної стійкості компресорів авіаційних ГТД»** затверджено наказом ректора від 11 жовтня 2021 року № 2196/ст.
2. Термін виконання роботи: з 25 жовтня 2021 р. по 31 грудня 2021р.
3. Вихідні дані до роботи: статистичні дані про відмови авіаційної техніки, статистичні дані по результатам досвіду експлуатації авіаційних ГТД, методи оцінки запасів стійкості компресорів у системі двигуна, методики побудови характеристик компресора.
4. Зміст пояснювальної записки: вступ, аналітична частина, дослідна частина, охорона навколишнього середовища, охорона праці, загальні висновки.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: рисунки, схеми характеристик компресорів авіаційного ГТД.

Графічний (ілюстративний) матеріал виконано за допомогою Microsoft Office Excel, Microsoft Office Visio, Microsoft Office Power Point, AutoCad, Adobe Acrobat DC та Paint.

6. Календарний план-графік

Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
Аналіз досвіду експлуатації авіаційних ГТД.	25.10.21 р. – 26.11.21 р.	
Аналіз існуючих методів оцінки запасів стійкості компресорів. Постановка задач дослідження.	27.10.21 р. – 31.10.21 р.	
Виконання першого розділу.	01.11.21 р. – 06.11.21 р.	
Виконання другого розділу.	07.11.21 р. – 14.11.21 р.	
Виконання третього розділу.	15.11.21 р. – 22.11.21 р.	
Виконання окремих розділів роботи: охорона праці, охорона навколишнього середовища.	23.11.21 р. – 28.11.21 р.	
Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу.	29.11.21 р. – 01.12.21 р.	
Аналіз виконаної роботи та написання висновків до розділів та загального висновку до всієї виконаної роботи.	02.12.21 р. – 05.12.21	
Попередній захист дипломної роботи.	06.12.21 р. – 17.12.21 р.	

7. Консультанти по окремим розділам

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	<i>канд.техн.наук, доцент</i> ГУНЧЕНКО Оксана Миколаївна		
Охорона навколишнього середовища	<i>канд.техн.наук, доцент</i> БОВСУНОВСЬКИЙ Євген Олексійович		

8. Дата видачі завдання: «__»_____2021 року.

Керівник дипломної роботи _____

Завдання прийняв до виконання _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи «Моніторинг запасу газодинамічної стійкості компресорів авіаційних ГТД»:

107 сторінок, 16 рисунків, 4 табл., 67 використаних джерел.

Мета і задачі дослідження. Метою роботи є розробка методу визначення запасів газодинамічної стійкості каскадів компресорів ГТД

Відповідно до мети дослідження в роботі вирішуються такі задачі:

- вибір та обґрунтування параметрів та характеристик компресорів ГТД для побудови математичної моделі
- розробка математичної моделі оцінювання і контролю газодинамічної стійкості каскадів компресора ГТД;
- розробка методики побудови характеристики компресора

– проведення чисельних досліджень методу оцінювання газодинамічної стійкості каскадів компресора

Об'єктами дослідження є компресори авіаційних ГТД.

Предметом дослідження є газодинамічна стійкість компресорів авіаційних ГТД .

Методи дослідження. Теоретичною та методологічною основою дослідження є методи термогазодинамічного розрахунку течії в авіаційних ГТД, теорій експерименту та математичної статистики.

Наукова новизна одержаних результатів полягає в отриманні нових науково обґрунтованих результатів в області технічної експлуатації авіаційних газотурбінних двигунів, які є складовою в розв'язанні важливої науково-прикладної проблеми забезпечення стійкої роботи ГТД в широкому діапазоні експлуатаційних режимів.

Практичне значення одержаних результатів. Розроблений метод оцінювання та контролю газодинамічної стійкості, і запропоноване програмне забезпечення являють собою науковий продукт, придатний для практичного використання.

Зміст

Вступ	7
РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ СТАНУ ПРОБЛЕМИ ЗАПАСІВ СТІЙКОСТІ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА.....	9
1.1 Фактори, які впливають на газодинамічну стійкість компресорів газотурбінного двигуна в експлуатації.....	9
1.1.1 Вплив викривлення геометричних розмірів елементів газотурбінного двигуна на його газодинамічну стійкість.....	11
1.1.2 Вплив нерівномірності поля параметрів на вході в компресор на його характеристики.....	12
1.1.3 Вплив нестаціонарності течії.....	15
1.1.4 Вплив вологості повітря.....	16
1.1.5 Вплив запиленої атмосфери.....	16
РОЗДІЛ 2 ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДІВ МАТЕМАТИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ДЛЯ ОЦІНКИ ЗАПАСУ ГАЗОДИНАМІЧНОЇ СТІЙКОСТІ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА.....	33
2.1. Визначення параметрів та характеристик компресорів ГТД.....	35
2.2 Особливості просторових моделей газотурбінних двигунів для дослідження впливу вхідної неоднорідності.....	40
2.3 Застосування математичних моделей першого рівня для оцінки запасу газодинамічної стійкості.....	43
2.4 Метод паралельних компресорів для оцінки нерівномірності повного тиску на вході у двигун.....	51

2.5	Методика побудови характеристики компресора.....	53
2.6.	Розрахунковий метод оцінки запасу газодинамічної стійкості двовальних газотурбінних двигунів.....	60
	Висновки до розділу 2.....	63
	РОЗДІЛ 3 ДОСЛІДЖЕННЯ МЕТОДУ МОНІТОРИНГУ ГАЗОДИНАМІЧНОЇ СТІЙКОСТІ.....	64
	Висновки до розділу 3	70
	РОЗДІЛ 4 ОХОРОНА ПРАЦІ.....	71
4.1.	Загальні положення.....	71
4.2.	Небезпечні та шкідливі фактори, що впливають на працівника під час технічного обслуговування повітряних суден	71
4.3.	Технічні і організаційні заходи для зменшення рівня впливу небезпечних та шкідливих виробничих чинників під час технічного обслуговування повітряних суден	73
4.4.	Забезпечення пожежної і вибухової безпеки при технічному обслуговуванні двигуна (ГОСТ 12.1.004-91 ССБТ, ДНАОП 5.1.30-1.06-98, ГОСТ 12.1.010-76 ССБТ)	75
4.5.	Перевірочний розрахунок штучного освітлення офісного приміщення	77
4.6.	Інструкція з безпеки праці при роботі з персональним комп'ютером ...	80
	Висновки до розділу 4.....	85
	РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....	86
5.1.	Загальні положення	86
5.1.1	Тенденції впливу авіаційного шуму.....	88
5.1.2	Тенденції впливу емісії авіаційних двигунів.....	89

5.2. Аналіз впливу авіаційного транспорту на забруднення атмосфери	91
Висновки до розділу 5.....	98
Загальні висновки	99
Список використаних джерел	101

ВСТУП

У процесі експлуатації авіаційних двигунів змінюються геометричні розміри та аеродинамічні форми всіх елементів проточної частини компресорів газотурбінних двигунів (ГТД). Під впливом зовнішніх факторів виникають тріщини, забоїни, погнутості, вм'ятини й обриви лопаток компресора, абразивний знос елементів конструкції компресора, руйнування спеціального шару робочих коліс компресора. Для проточної частини компресора ГТД незалежно від його типу характерна певна сукупність практично однакових несправностей і пошкоджень.

Зазначені фактори спричиняють зменшення коефіцієнта корисної дії компресора, а також суттєву зміну ступеня підвищення тиску в компресорі. Зміна значень термодинамічних параметрів робочого процесу в компресорі

погіршує експлуатаційні характеристики ГТД, збільшує питому витрату палива та зменшує тягу. Погіршення термодинамічних параметрів робочого процесу компресора може бути настільки істотним, що запас газодинамічної стійкості зменшиться нижче допустимого значення, що може призвести до виникнення помпажу.

Крім зміни термогазодинамічних параметрів, змінюються його динамічні характеристики (прийомистість), погіршуються механічні властивості двигуна, зменшується надійність і міцність вузлів та силових елементів.

Оцінювання технічного стану ГТД ґрунтується на аналізі зміни газодинамічних параметрів двигунів, які виникають при зміні геометричних характеристик елементів проточної частини.

Практично всі види несправностей впливають на газодинамічні параметри двигуна, оцінка яких дасть можливість на основі інформації про зміну параметрів робочого процесу, визначити технічний стан ГТД.

Газодинамічна стійкість (ГДС) компресорів авіаційних ГТД є однією з важливих умов, що визначає їх рівень безпеки польотів та надійність. Нестійка робота компресора в системі двигуна (помпаж), викликає інтенсивні коливання тиску робочого тіла в проточній частині або газодинамічні удари. Помпаж є причиною руйнування лопаток компресора, вимкнення двигунів у польоті, пожежі або обгоряння лопаток турбіни.

Нестійкі режими роботи в експлуатації неприпустимі, тому ГТД повинні мати необхідний запас стійкості, який закладається на ще етапі проектування двигуна .

Актуальність теми. Аналіз впливу експлуатаційних факторів [8,31,34,36,40,45,47] на характеристики ГТД та його елементів показує, що величина запасу газодинамічної стійкості зменшується з напрацюванням, що, в свою чергу, є однією з причин відмов двигунів. Залежно від типу двигунів

кількість інцидентів, пов'язаних зі зниженням газодинамічної стійкості або помпажем досягає 50%. Більш значне зменшення запасу газодинамічної стійкості характерне для двигунів з великими значеннями ступеня двоконтурності та підвищення тиску в компресорі.

Розробці методів оцінки запасів стійкості компресорів, особливо на перехідних режимах, не приділялося достатньої уваги [37].

Однією з причин, яка обмежувала можливості використання розрахункових методів оцінки ГДС, була відсутність на більшості повітряних суден (ПС) бортових систем контролю на базі ЕОМ. Введення в експлуатацію ПС з сучасними засобами об'єктивного контролю ГТД [32], обладнаними електронними системами автоматичного керування (САК), а також наявність автоматизованих робочих місць з ПЕОМ, відкривають перспективи впровадження нових методів оцінки ГДС та попередження помпажу [41,67].

Запровадження цифрових САК [28] також розширює наявні можливості щодо реалізації нових підходів до керування величиною запасу ГДС та впровадження нових методів та засобів попередження помпажа.

Враховуючи вище зазначене, і те, що визначення та оцінка практично на даний час рівня газодинамічної стійкості компресорів ГТД в процесі експлуатації викликає складнощі, можна зазначити, що тема роботи є актуальною і представляє науковий, практичний інтерес для організацій, установ та підприємств, що вирішують задачі розробки, створення та експлуатації авіаційних ГТД.

Мета і задачі дослідження. Метою роботи є розробка методу визначення запасів газодинамічної стійкості каскадів компресорів ГТД

Відповідно до мети дослідження в роботі вирішуються такі задачі:

– вибір та обґрунтування параметрів та характеристик компресорів ГТД для побудови математичної моделі

– розробка математичної моделі оцінювання і контролю газодинамічної стійкості каскадів компресора ГТД;

– розробка методики побудови характеристики компресора

– проведення чисельних досліджень методу оцінювання газодинамічної стійкості каскадів компресора

Об'єктами дослідження є компресори авіаційних ГТД.

Предметом дослідження є газодинамічна стійкість компресорів авіаційних ГТД .

Методи дослідження. Теоретичною та методологічною основою дослідження є методи термогазодинамічного розрахунку течії в авіаційних ГТД, теорій експерименту та математичної статистики.

Наукова новизна одержаних результатів полягає в отриманні нових науково обґрунтованих результатів в області технічної експлуатації авіаційних газотурбінних двигунів, які є складовою в розв'язанні важливої науково-прикладної проблеми забезпечення стійкої роботи ГТД в широкому діапазоні експлуатаційних режимів.

Практичне значення одержаних результатів. Розроблений метод оцінювання та контролю газодинамічної стійкості та запропоноване програмне забезпечення являють собою науковий продукт, придатний для практичного використання.

1 АНАЛІЗ СТАНУ ПРОБЛЕМИ ЗАПАСІВ СТІЙКОСТІ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

1.1 Фактори, які впливають на газодинамічну стійкість компресорів газотурбінного двигуна в експлуатації

Аналіз причин втрати газодинамічної стійкості компресорів авіаційних ГТД свідчить про те, що в більшості випадків в процесі розвитку цього явища відбуваються події які послідовно ускладнюють ситуацію в польоті. За статистичними даними більш 70% авіаційних подій виникає в наслідок сукупності несприятливих факторів. Ця сукупність декількох різних факторів пов'язана з діяльністю екіпажу, функціональною ефективністю ГТД (в першу чергу величиною фактичного запасу ГДС компресора) та умовами польоту (зовнішнього середовища).

В процесі експлуатації технічний стан ГТД погіршується та змінюються характеристики їх елементів. Відхилення характеристик елементів двигунів від розрахункових значень викликані як експлуатаційними чинниками, так і виробничими дефектами [9,34]. Зниження запасу стійкості компресора обумовлюється несприятливим відхиленням розмірів елементів проточної частини ГТД від номінальних значень за рахунок виробничих допусків. До числа виробничих дефектів, що впливають на зниження ГДС двигуна відноситься неправильне регулювання агрегатів систем автоматичного керування (САК). Одними з найбільш впливових факторів є відхилення від розрахункового значення моментів відкриття і закриття клапанів перепуску повітря (КПВ), закидання температури газу перед турбіною і несправності в системі керування поворотними лопатками напрямних апаратів.

До експлуатаційних чинників, також належать і умови навколишнього середовища, і найбільш істотний вплив на стійкість компресорів авіаційних ГТД мають наступні:

-викривлення геометричних розмірів (збільшення радіальних зазорів за рахунок зношування спецшару, забоїни, деформації лопаток,

нагаровідкладення на соплових лопатках турбін і форсунках камери згоряння тощо) і зміна (збільшення шорсткості) стану поверхні лопаток;

- зменшення числа Рейнольдса зі збільшенням висоти польоту і зниженням швидкості;

- нерівномірність поля параметрів на вході в компресор, викликана режимом роботи вхідного пристрою, попаданням вихлопних газів від реверсивного пристрою, маневрами повітряного судна тощо;

- неусталеність течії на перехідних режимах роботи двигуна і при збуреннях на вході в компресор;

- зміна вологості атмосферного повітря;

- зменшення витрати повітря в результаті заледеніння, попадання сторонніх предметів у вхідний пристрій або зростання температури газу;

- збільшення температури атмосферного повітря відносно розрахункової;

- неповний прогрів деталей двигуна при виході на злітний режим.

1.1.1 Вплив викривлення геометричних розмірів елементів газотурбінного двигуна на його газодинамічну стійкість

Збільшення шорсткості поверхні лопаток і радіального зазору компресора при експлуатації характерно для всіх типів ГТД. До найбільш абразивного зносу схильні деталі проточної частини двигунів вертольотів.

Збільшення радіального зазору веде до зниження тиску на увігнутій стороні лопатки і підвищенню його на спинці, і це зменшує різницю тисків на поверхнях профілю. Проведені експерименти показують - цей ефект поширюється на ділянку лопатки, радіальна протяжність якої перевищує розмір зазору більше ніж у п'ять разів. Зменшення перепаду тисків спричиняє зниження окружного зусилля і роботи, що надається повітрю в ступені і, отже до зменшення. Додаткові витрати енергії на перетікання повітря через радіальний зазор ведуть до падіння ККД компресора [26,5].

1.1.2 Вплив нерівномірності поля параметрів на вході в компресор на його характеристики

Виникнення таких явищ може бути викликано різними чинниками. Утоплене розташування двигуна всередині літального апарату зазвичай передбачає наявність досить довгого криволінійного каналу, що підводить повітря до двигуна. У цьому каналі виникають місцеві вихори, відриви, що спричиняє додаткову втрату тиску, і, утворенню неоднорідного поля повного тиску на вході двигуна.

Іншою причиною виникнення нерівномірного поля тиску на вході в двигун при його розташуванні в задній частині літального апарату може бути слід, що потрапляє на вхід, від «відриву» прикордонного шару з фюзеляжу літака.

Подібні явища можуть бути викликані й усілякими еволюціями маневреного літального апарату, що призводять до нерозрахункового обтікання повітрязабірника при польоті з великими кутами атаки та/або ковзання [1].

Теплові обурення потоку, результатом яких може бути «температурна» нерівномірність потоку вхідного повітря, можуть виникати, наприклад, при частковому «засмоктуванні» вихлопного струменя на вхід у двигун на режимі реверсу в умовах посадки, а також потраплянні гарячих газів в результаті застосування спеціальних засобів, розташовані на борту літака військового призначення [2].

В результаті вище описаних явищ у двигун надходить потік повітря з певним розподілом у площині входу швидкості, тиску та температури; при цьому зміна цих параметрів може бути як уздовж радіусу, так і в окружному напрямі, а також комбінованим. Для спрощення вхідна нерівномірність параметрів зазвичай умовно розбивається на окружну та радіальну складові, вплив яких розглядається окремо.

Радіальну нерівномірність (рисунок 1.1) можна схематично представити у вигляді кількох зон з різним рівнем повного тиску, розташованих у вигляді

концентричних кілець; така схематизація передбачає роботу окремих частин лопаткового вінця хоч і в різних умовах по висоті лопатки, але досить постійних за часом при її обертанні в окружному напрямку. При цьому через проникні «кордони» цих кільцевих зон відбувається їхнє «розмивання», що сприяє досить швидкому вирівнюванню повних тисків; у зв'язку з цим вплив радіальної нерівномірності на можливе зниження запасів газодинамічної стійкості компресора низького тиску (КНТ) є незначним, що підтверджується результатами численних експериментальних робіт [3].

Кільцева нерівномірність (рисунок 1.1) схематично представляється у вигляді кількох секторів з різним рівнем повного тиску, при проходженні яких кожна лопатка буде працювати в нестационарних умовах і відчувати змінні в часі механічні навантаження, що неминуче сприяють розвитку коливальних процесів.

Для оцінки впливу нерівномірності повного тиску на вході в двигун, перш за все, на газодинамічну стійкість КНТ та двигуна загалом, використовується інтегральний параметр W [4]. Цей параметр включає стаціонарну складову – окружну нерівномірність потоку $\overline{\Delta\sigma_{окр}}$, характеризує у відносному вигляді відмінність мінімального значення коефіцієнта відновлення повного тиску до його середнього за площею значенням

$\overline{\Delta\sigma_{окр}} = \frac{\sigma_{ex\ min}}{\sigma_{ex\ ср}}$, і нестационарну складову - інтенсивність пульсації ε , що оцінює

відмінність миттєвого значення повного тиску в даній точці потоку до його опосередкованого за досить тривалий період часу значення, тобто $W = \overline{\Delta\sigma_{окр}} + \varepsilon$

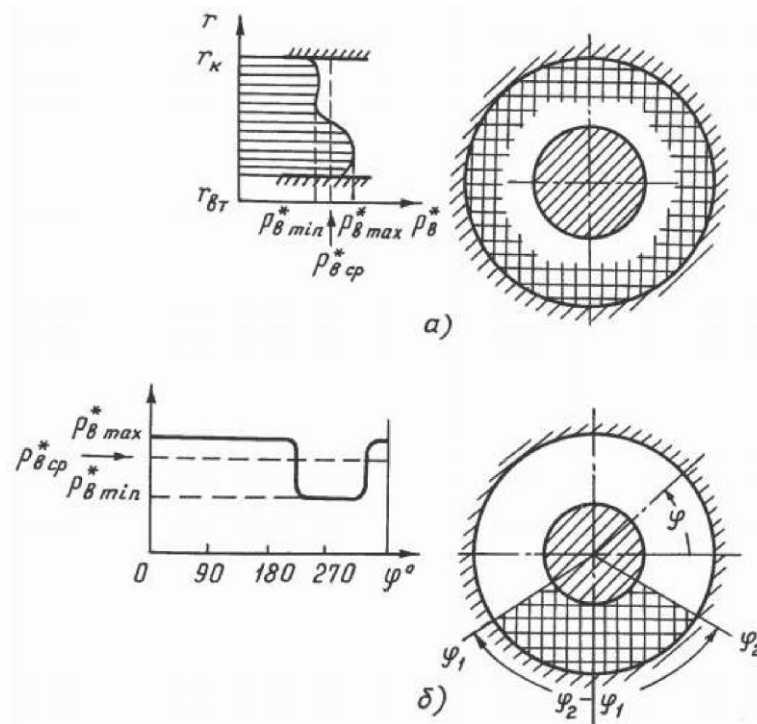


Рисунок 1.1 – Форми нерівномірності потоку повітря перед компресором:
а) радіальна; б) окружна

Як показують результати теоретичних [5, 6] та експериментальних досліджень [7], неоднорідність повного тиску на вході в двигун може чинити досить значний вплив на параметри двигуна та його вузлів.

Найбільша кількість робіт (переважно експериментальних) присвячена дослідженню впливу вхідної неоднорідності повного тиску на газодинамічну стійкість КНТ двоконтурного турбореактивного двигуна (ТРДД). При цьому зазвичай такі випробування проводяться на автономному компресорному стенді з імітацією реальної вхідної нерівномірності повного тиску за допомогою системи інтерцепторів; внаслідок цих випробувань перевіряються запаси ГДС, необхідні стійкої роботи КНТ і двигуна загалом основних режимах польоту.

Крім впливу на ГДС наявність нерівномірного поля повного тиску на вході в двигун призводить до погіршення та інших його параметрів, насамперед тяги, зниження якої відбувається внаслідок двох причин. Зменшення загального рівня повного тиску по тракту двигуна, в тому числі і

через додаткові втрати при «розмиванні» областей з різним рівнем повного тиску в кінцевому підсумку призводить до зниження перепаду тисків на реактивному соплі і, відповідно, питомої тяги двигуна. Крім цього, внаслідок зниження загального рівня тиску на вході відбувається зменшення та фізичної витрати повітря через двигун.

Однак, зводити весь вплив неоднорідності поля повного тиску на вході в двигун на його параметри і характеристики тільки впливу зниження «осередненого» коефіцієнта відновлення повного тиску повітрозабірника, пропорційно зменшує рівень повного тиску робочого тіла вздовж усього проточного тракту двигуна, було б дуже грубим спрощенням. Таке припущення не враховує впливу взаємного «зміщення» робочих точок на характеристиках каскадів компресора для зони різним повним тиском на вході, що спричиняє значне неузгодження їх режимів роботи. У зв'язку з цим такого спрощена постановка може використовуватися тільки для якісної оцінки зміни витрати повітря через двигун і його тяги. Крім цього, цей підхід не дає змоги оцінити зміну запасу газодинамічної стійкості каскадів компресора внаслідок неоднорідності вхідного потоку.

Таким чином, для адекватної оцінки робочого процесу в авіаційному ГТД у широкому діапазоні його експлуатаційних режимів необхідно враховувати можливу наявність нерівномірного поля параметрів повітря, що надходить у двигун, а також вплив цієї нерівномірності основні параметри двигуна.

1.1.3 Вплив нестационарності течії

Існує високочастотна і низькочастотна нестационарності течії. Високочастотна нестационарність виникає через утворення зривних зон за лопатками РК при їхньому переміщенні відносно нерухомих лопаток НА. Отже, течія в компресорі завжди є нестационарною. Амплітуда

високочастотних коливань дуже мала, а частота досягає декількох тисяч герц, що не робить помітного впливу на характеристики компресора [43].

Причинами виникнення низькочастотної нестационарності в умовах експлуатації є порушення усталеності течії у вхідному пристрої, турбулентності атмосфери, вібраційне горіння в камері згоряння тощо.

1.1.4 Вплив вологості повітря

В умовах зльоту або польоту на малій висоті на роботу компресора впливає наявність водяної пари і крапель води в атмосферному повітрі. Вплив цих двох чинників на характеристики компресорів дещо відрізняється.

Вплив наявності водяної пари в атмосферному повітрі на характеристики компресора пов'язаний з різними теплофізичними властивостями сухого і вологого повітря.

Вплив осадків на характеристики компресора, що працює в системі ГТД, більш складний. Попадаючи в компресор, краплі води частково випаровуються. Випаровування води супроводжується зростанням тиску і викликає охолодження повітря в процесі стискування, насиченої пари викликає зниження i , а охолодження повітря сприяє підвищенню при постійній величині роботи компресора. При малій щільності осадків знижується, а при великому випаровуванні води, наприклад у випадку форсування ГТД шляхом впорскування води в компресор або тропічних осадків, може підвищитися. Додатковий вплив на величину i має збільшення осьової швидкості, обумовлене збільшенням масової витрати пароповітряної суміші за рахунок випаровування рідини.

1.1.5 Вплив запиленої атмосфери

Знос профіля пера лопаток через пилову ерозію має суттєвий вплив на їх міцність, що підтверджується роботами [11, 12]. Властивості поверхні лопатки

та її здатність протистояти ерозії являються одними з ключових факторів, які визначають надійність системи, оскільки різноманітні нерівності поверхні можуть призводити до концентрації напруги, що знижують надійність лопаток в умовах високочастотного циклу навантаження, який є характерним для робочих лопаток компресора [13, 14].

З досвіду експлуатації ГТД в умовах запиленої атмосфери відомо, що в разі наявності в повітряному потоці частинок розміром до 1 мм відбувається процес зношування лопаток компресора за принципом пиловий ерозії. Інтенсивність цього виду експлуатаційного пошкодження залежить від концентрації сторонніх часток в повітрі, яке в найбільш заплених місцях експлуатації може досягати до 3 г/см² [16].

Як вже зазначалося раніше, в розглянутих районах з підвищеним вмістом пилу і піску, відносно висока концентрація зберігається до висот 6000 м. Даний висотний діапазон є зоною експлуатації вертолітної техніки [14]. На всіх вертольотах середнього (8–12 т.) і важкого (> 12 т.) класу до складу силової установки входять ГТД, що відносяться до класу турбовальних двигунів (ТВаД). Фахівці давно прийшли до єдиної думки про те, що вертолітні двигуни – специфічний вид техніки, шляхи розвитку та вдосконалення яких відмінні від ГТД, які застосовуються у складі літакових силових установок. Тривала працездатність двигунів у важких умовах експлуатації – одне з основних умов потреби перспективних вертольотів.

Оскільки, на відміну від літака, вертоліт повинен мати можливість тривалий час зависати над самою землею (часто — в хмарі ними же піднятого пилу), то найважливішою особливістю експлуатації вертольотів всіх типів є тривала робота при істотній запиленості повітря [18, 19].

Робота вертолітного ГТД в запиленому повітрі викликає забруднення проточної частини двигуна. Стійкі забруднення з відкладенням пилу в транспортних магістралях і на теплообмінних поверхнях системи повітряного охолодження можуть призводити до різного роду дефектів конструкції та погіршення газо- і термодинамічних властивостей цих елементів [22]. При

цьому, з огляду на те, що частинки пилу (які б малі вони не були) мають абразивні властивості, вони викликають ще і ерозійний знос елементів проточної частини.

У процесі створення перших вітчизняних вертольотів було проведено дослідження, присвячені процесу запиленості [22]. Було встановлено наступні залежності:

- концентрація пилу (ϕ) поблизу втулки несучого гвинта становить 0,05...0,20 г/м³ у вертольота, що працює «на прив'язі», на рівні землі і біля неї;
- $\phi = 0,20...0,25$ г/м³ – при польотах над ЗПС на висотах 3...5 м зі швидкістю $V = 15$ км/ч;
- $\phi = 0,05...0,10$ г/м³ – при польотах над ЗПС на висотах 10...100 м зі швидкостями від 15 до 150 км/год.

Вертольоти експлуатуються в жорстких умовах запиленої атмосфери. Середній час роботи двигуна знятого через ерозійне зношення лопаток компресора, становить 300 годин. Даний досвід експлуатації виявив реальну проблему впливу пилу та піску на працездатність газотурбінних двигунів [23, 24].

Дослідження в області ерозійного зносу лопаток компресора визначають основні експлуатаційні невідповідності, до яких призводить даний вид пошкодження [14]:

- зменшення запасу газодинамічної стійкості ГТД;
- збільшення ймовірності руйнування робочих лопаток компресора внаслідок зміни їх частот власних коливань;
- зниження коефіцієнта корисної дії двигуна внаслідок зносу елементів його проточної частини.

В роботі [25] відзначається, що швидкість зносу пера робочих лопаток прямо пропорційна концентрації абразивних частинок в повітряному потоці. Вказується, що міжремонтний ресурс двигуна, який експлуатується в умовах високої запиленості атмосфери, набагато менше від встановленого конструктором і обмежується ерозією робочих лопаток компресора. Так само

визначено, що під впливом пилу та піску на деталі компресора ГТД, двигун передчасно виходить з експлуатації. Зроблено акцент на тому, що в цьому випадку міжремонтний ресурс двигуна обмежений ерозійним зносом робочих лопаток компресора. Знос лопаток відбувається переважно в периферійній частині, внаслідок впливу відцентрових сил на абразивні частинки, що відкидаються самими ж робочими лопатками.

У сучасних двигунах з системою автоматичного керування (САК) зменшення геометрії лопаток компресора призводить до зменшення ступеня стиснення повітря за компресором до певного допустимого значення, після якого САК дає команду на збільшення частоти обертання ротора для досягнення необхідної величини ступеня стиснення. Підвищення частоти обертання ротора досягається за рахунок збільшення подачі палива в камеру згоряння, що відповідно призводить до зростання температури перед турбіною високого тиску [27]. Подальший процес зносу компресора призведе до виходу із строю двигуна з наступних причин:

- закид температури перед турбіною газогенератора, який може привести до пошкодження гарячої частини двигуна;
- перевищення максимально-допустимої фізичної частоти обертання ротора, обмеженою умовами міцності самого ротора;
- зрив потоку на лопатках компресора, що в свою чергу негайно призведе до появи помпажу [28].

Багато фірм і науково-дослідних організацій проводять широкомасштабні роботи з аналізу пошкоджуваності робочих лопаток і встановлення факторів, що негативно впливають на характеристики різних вузлів двигуна [29]. Найчастіше, пошкодження робочих лопаток компресора, характерні для більшості типів двигунів:

- зношування зовнішніх торців при наявності тертя робочих лопаток і корпусу;
- ерозія передньої кромки робочих лопаток;

- пошкодження сторонніми предметами робочих лопаток (зміна форми передньої та задньої кромки);
- забруднення робочих лопаток;
- істотне збільшення шорсткості поверхні лопаток.

Зміна розмірів і профілів деталей проточної частини компресора призводить до зменшення ступеня підвищення тиску повітря в компресорі, зниження ККД компресора, падіння тяги (потужності) двигуна, збільшення витрати палива. А найголовніше, ерозійний знос призводить до зниження запасу газодинамічної стійкості ΔK_y компресора і помпажу [32, 33].

1.2. Експериментальні методи визначення запасів стійкості компресорів

Існує декілька експериментальних методів визначення запасів стійкості компресорів в системі ГТД [7], які умовно поділяють на “статичні” і “динамічні”.

При реалізації “статичних” методів наближення робочої точки по напірній кривій до границі стійкості досягається:

- зменшенням площі СА турбіни з одночасним збільшенням площі сопла для підтримки постійної частоти обертання ротора;
- зменшенням площі сопла з одночасним підвищенням температури газу перед турбіною для підтримки постійної приведеної частоти обертання;
- впорскуванням води в камеру згоряння;
- подачею повітря або пари в камеру згоряння;
- збільшенням тиску за турбіною при постійному тиску на вході в двигун.

Кожний з перерахованих методів має ряд недоліків. Так, зменшення площі СА і збільшення площі сопла вимагає виготовлення змінних соплових апаратів, розбирання двигуна для їх заміни в процесі випробувань і наявності

регульованого сопла. При великій трудомісткості цей метод не дозволяє плавно наблизитися до границі стійкості.

Можливості методу, що передбачає зменшення площі з одночасним підвищенням температури газу, обмежені гранично припустимим її значенням.

Метод упорскування води в камеру згоряння конструктивно і технологічно досить простий і дозволяє плавно наблизитися до границі стійкості, однак в процесі випробувань можливе розтріскування і викривлення деталей гарячої частини двигуна внаслідок попадання на них крапель води.

Метод досягнення границі стійкої роботи шляхом підвищення тиску за турбіною при збереженні тиску на вході в двигун може бути використаний тільки при випробуваннях ГТД в спеціальних висотних комплексах типу ASTF (США) [82].

При визначенні запасу стійкості будь-яким із "статичних" методів спочатку визначають положення лінії робочих режимів. Потім, змінюючи величину температури газу або ступінь розширення газу в турбіні шляхом зменшення площі СА або сопла, зменшення впорскування води в камеру згоряння, або підвищення тиску за турбіною, забезпечують наближення робочої точки до границі стійкої роботи.

Для одновальних ТРД положення ЛРР і робочих точок у процесі випробувань визначають, використовуючи наступні рівняння.

Рівняння витрати робочого тіла, подане як рівняння сімейства прямих із параметром \bar{T}_Γ^* :

$$\pi_k^* = \text{const} q(\lambda_\Pi) \sqrt{\bar{T}_\Gamma^*}, \quad (1.1)$$

Величину \bar{T}_Γ^* знаходять із рівняння балансу потужностей компресора і турбіни.

Величина ККД компресора η_k^* пов'язана з π_k^* і $q(\lambda_\pi)$ рівнянням характеристики:

$$\eta_k^* = f[\pi_k^*, q(\lambda_\pi)]. \quad (1.2)$$

Характеристики турбін подають у вигляді:

$$\eta_k^* = f(\pi_T^*, \lambda_u); \quad (1.3)$$

$$q(\lambda)_{ca} = f(\pi_T^*, \lambda_u), \quad (1.4)$$

де $q(\lambda)_{ca}$ - відносна густина течії в мінімальному перерізі СА.

Для сучасних двигунів із високонапірними компресорами величина перепаду тисків у СА перевершує критичні значення у всьому експлуатаційному діапазоні режимів роботи і $q(\lambda)_{ca}$ практично не змінюється [33]. У цьому випадку рівняння (1.4) можна записати у вигляді:

$$\lambda_u = f(\pi_T^*). \quad (1.5)$$

Тоді, із рівнянь (1.3) і (1.5) випливає:

$$\eta_T^* = f(\pi_T^*). \quad (1.6)$$

З урахуванням рівнянь (1.3) і (1.5) рівняння балансу потужностей турбіни і компресора можна записати в загальному вигляді:

$$\bar{T}_T^* = f(\pi_T^*, \pi_k^*).$$

Підставляючи \bar{T}_T^* в рівняння витрати (1.1), і вирішуючи його відносно π_k^* , одержимо:

$$\pi_k^* = f[q(\lambda_\pi, \pi_T^*)]. \quad (1.7)$$

З умови балансу витрати газу через сопловий апарат першого ступеня турбіни та сопла впливає [34] :

$$\pi_{\kappa}^* = \left[\frac{F_c q(\lambda_c)}{F_{ca} q(\lambda)_{ca} (1 + \xi)} \right]^{\frac{2n}{n+1}}, \quad (1.8)$$

де ξ - частка охолоджуючого повітря, що повернулося за турбіною перед соплом.

У загальному вигляді рівняння (1.8) з урахуванням того, що для ТРД характерні критичні і надкритичні перепади в реактивних соплах і $q(\lambda_c)=1$, записують у такий спосіб:

$$\pi_{\kappa}^* = f(\overline{F_c}, \overline{F_{ca}}), \quad (1.9)$$

де $\overline{F_c}$ і $\overline{F_{ca}}$ - відносні площі реактивного сопла і соплового апарата першого ступеню турбіни.

Виходячи з того, що величини π_{κ}^* і (λ_{Π}) пов'язані між собою рівнянням характеристики компресора, то з рівнянь (1.7) і (1.9) одержимо: $\pi_{\kappa}^* = f(\lambda_u, \pi_T^*) = f(\lambda_u, \overline{F_c}, \overline{F_{ca}})$.

Задаючи $\lambda_u = const$ і зменшуючи площу реактивного сопла ($\overline{F_c} = var$) або площу СА першого ступеня турбіни ($\overline{F_{ca}} = var$) розглянутими вище методами, можна одержати експериментально будь-яку точку на напірній кривій компресора.

Зменшення площі сопла при $\lambda_u = const$ супроводжується ростом $\overline{T_{\Gamma}^*}$, що призводить до збільшення T_{Γ}^* при постійній температурі на вході в двигун. В цьому випадку виникає загроза перегріву лопаток турбіни при досягненні гранично допустимої температури $T_{доп}^*$. Тому при визначенні запасу стійкості методом зменшення площі реактивного сопла в процесі випробовувань ГТД на

висотному комплексі охолоджують повітря на вході в двигун так, щоб

$$T_{n, \text{охл}}^* < \frac{T_{\text{дон}}^*}{T_{\Gamma \text{max}}^*}. \text{ Величина } T_{\Gamma \text{max}}^* \text{ має своє значення для кожної приведеної}$$

окружної швидкості:

$$\lambda_u = \frac{U_k}{a} = \text{const} \frac{n}{\sqrt{T_B^*}}. \quad (1.10)$$

При зменшенні величини T_B^* для виконання умови $\lambda_u = \text{const}$ відповідно до рівняння (1.10) необхідно зменшувати фізичну частоту обертання ротора двигуна.

При визначенні положення робочих точок на напірних кривих каскадів компресорів двовальних двоконтурних двигунів додатково використовують рівняння балансу витрати повітря через вентилятор і компресор, через сопло зовнішнього контуру і через переріз на вході в компресор високого тиску (КВТ), а також рівняння балансу потужностей вентилятора і турбіни вентилятора [17]. Для тривальних ТРДД, крім перерахованих рівнянь, використовують умови балансів витрати повітря через каскади компресорів і рівняння балансу потужностей компресора середнього тиску (КСТ) і турбіни середнього тиску.

Визначення запасу стійкості компресора в системі ГТД можна проводити будь-яким із перерахованих "статичних" методів, але спільне використання декількох методів дозволяє зменшити вплив недоліків кожного. Зокрема, доцільно використовувати спільно методи зменшення площі прохідного перерізу СА і уприскування води або пару в камеру згорання. У цьому випадку на двигуні заміняють СА першого ступеня турбіни на технологічний меншої площі, а потім вприскуванням води, при зберіганні постійної частоти обертання змінюють режим роботи компресора (робочу точку зміщують по напірної кривої аж до втрати стійкості). У процесі досліджень вимірюють температури загальмованого потоку на вході в двигун і

за компресором, повні тиски до і після компресора, витрату повітря і частоту обертання ротора. Реєстрацію параметрів здійснюють через задані інтервали зміни повного тиску за компресором або витрати повітря, тобто з заданим кроком. Тому за точку, що відповідає границі стійкості, приймають точку, параметри робочого процесу в якій відповідають останньому перед зривним сталому режиму.

В розглянутому прикладі для проведення експерименту необхідно використовувати систему впорскування води в камеру згоряння.

Щоб установлювати режими із заданим інтервалом (кроком) по величині зміни P_k^* , використовують кран тонкого регулювання витрати води з кроковим електроприводом, що забезпечує дискретне переміщення вентиля.

«Статичні» методи важко використовувати для визначення фактичних запасів стійкості в польоті на літаючих лабораторіях, що пов'язано з необхідністю препарування двигуна і використання складних додаткових систем, розташовувати які на борту важко. Тому в процесі льотних досліджень по визначенню запасів стійкості використовують «динамічний» метод.

«Динамічний» метод визначення запасу стійкості компресора в системі двигуна базується на короткочасному перевищенні подачі палива в камеру згоряння, для чого паливна система ГТД обладнується регульованим зливом. Різке перекриття зливу призводить до кидка витрати палива і короткочасного підвищення температури газу перед турбіною при практично незмінній частоті обертання ротора двигуна. Послідовним збільшенням витрати палива при кожній пробі домагаються нестійкої роботи двигуна. Для оцінки запасу стійкості можуть використовуватися коефіцієнти, приведені в роботі [52]:

$$K_p = \frac{P_{к.гр}^*}{P_{к.лп}^*}, \text{ або } K_T = \frac{G_{п.гр}}{G_{п.лп}}. \quad (1.11)$$

Зв'язок між критеріями K_p , K_T і величиною ΔK_y може бути встановлений порівняльними експериментальними дослідженнями, у яких ΔK_y визначають «динамічним» і «статичним» методом. Слід зазначити, що критерій K_T при рівних приведених частотах обертання, але при різних температурах зовнішнього повітря може бути неоднозначно пов'язаний із критерієм ΔK_y [7]. Істотну похибку при визначенні величини ΔK_y по коефіцієнту K_T може внести зниження тиску P_n [12].

Як приклад реалізації «динамічного» методу розглянемо метод визначення запасів стійкості внутрішнього контура ТРДД на сталих режимах у процесі льотних досліджень. Суть методу полягає в наступному.

Паливну систему літаючої лабораторії і двигуна обладнують спеціальною системою зливання і кидка палива. Злив палива провадиться за автоматом дозування палива. Паливо, що зливається, перепускається на вхід у насос двигуна. Система зливу включає дистанційний електричний кран, що дозволяє здійснювати плавну зміну витрати палива, що зливається. Крім цього, в системі зливання встановлюють електромагнітний клапан, що дозволяє робити різке перекриття зливальної магістралі, і витратомір, що вимірює величину витрати палива в системі зливання.

У вибраних умовах польоту при відкритому зливі палива сектором газу важелем кеування двигуном встановлюється необхідний режим, потім, за допомогою електромагнітного клапана, злив палива перекривається, внаслідок чого приблизно за 0,1-0,15 с проводиться кидок витрати палива в камеру згоряння двигуна. Контролювати величину витрати палива, яке зливається при експерименті дозволяє встановлений в кабіні експериментатора показчик, який працює в комплекті з витратоміром.

Визначення запасів стійкості проводять на основних експлуатаційних режимах на великих висотах при приблизно, однакових числах M . Це пов'язано з тим, що на великих висотах через зменшення масової витрати

повітря істотно знижуються навантаження на елементи конструкції при зривах в компресорі.

Оцінка фактичних запасів стійкості при льотних дослідженнях провадиться за величинами надлишку палива $\Delta K_{G_{\text{пал}}}$, ступеня підвищення тиску в компресорі $\Delta K_{\pi_k}^*$ і коефіцієнта ΔK_y .

Визначити величини витрати повітря через внутрішній контур по параметрах, виміряних безпосередньо за компресором високого тиску, важко у зв'язку з тим, що повний і статичний тиск повітря за компресором вимірюється за допомогою однієї гребінки, а дані по розподілу полів тиску повітря за КВТ в окружному і радіальному напрямках, особливо на зривних режимах, як правило відсутні.

1.3 Заходи щодо розширення діапазону стійкої роботи компресорів авіаційних газотурбінних двигунів

Розширення діапазону стійкої роботи компресорів сучасних ГТД досягається за рахунок регулювання, експлуатаційних і конструктивних заходів [37], таких, як застосування двокаскадних і трикаскадних компресорів, використання щілинних пристроїв (ЩП) [38] або приєднаних об'ємів з перфорацією для перепуску повітря над робочими лопатками перших ступенів, застосування робочих лопаток вентилятора з передкрилками або напливом на передній кромці, встановлення робочих лопаток і лопаток НА з нахилом проти потоку або за потоком. Перераховані конструктивні заходи відносяться, в основному, до осьових компресорів [54]. Діапазон стійкої роботи відцентрових компресорів (ВЦК) розширюють за рахунок зниження навантаження на лопатки (збільшення кількості лопаток, зменшення кута повороту або швидкості натікання потоку), акустичного демпфірування за допомогою перфорації покриваючого диску над робочим колесом і створення приєданого об'єму. Однак ці способи не завжди дають достатній ефект і не завжди можуть

бути використані. Звичайно їх застосування веде до збільшення габаритів ВЦК і до зниження ККД. Тому на ВЦК доцільно встановлювати ЩП, що забезпечує істотний зсув ліворуч точки початку різкого падіння напору робочого колеса. Цей чинник є однією з основних причин зсуву ліворуч границі стійкої роботи ступеня загалом. Зниження ККД колеса при постановці ЩП більш істотне, ніж зниження ККД ступені, тобто додаткові втрати частково компенсуються поліпшенням роботи дифузору.

Для розширення діапазону стійкої роботи ВЦК, також використовують активні та пасивні засоби управління обтіканням лопаткових дифузорів [46].

Активне управління обтіканням здійснюється шляхом підводу у пограничний шар на лопатках дифузора додаткової маси повітря від зовнішнього джерела або шляхом відсмоктування пограничного шару крізь перфоровану поверхню лопаток.

Пасивне управління обтіканням здійснюється шляхом перерозподілу енергії течії без внесення додаткової енергії, тобто за рахунок використання турбулізаторів або дворядних решіток.

Необхідно зазначити, що як активні так і пасивні заходи управління обтіканням в лопаткових дифузорах ефективності тільки на нерозрахункових режимах роботи двигунів. Ефективність даних засобів зростає при зменшенні приведених частот обертання ротора компресора. В цьому випадку поряд зі зростанням запасу газодинамічної стійкості компресора спостерігається збільшення його ККД та ступеня підвищення тиску.

Регулювання компресорів застосовується не тільки для розширення діапазону стійкої роботи, але і для підвищення напірності, витрати повітря і ККД на нерозрахункових режимах, усунення зриву потоку з метою запобігання їх вібрації, забезпеченню оптимального узгодження параметрів компресора з параметрами інших елементів ГТД.

У двигунах четвертого і п'ятого поколінь можуть використовуватися наступні способи регулювання компресорів: перепуск повітря з середніх ступенів; поворот лопаток ВНА і НА перших ступенів; поворот робочих

лопаток одноступневих вентиляторів двоконтурних двигунів [44]; зміна величини ковзання роторів; зміна міри двоконтурності; регулювання радіальних зазорів.

Перепуск повітря за середніми ступенями на знижених приведених частотах обертання ротора компресора є найбільш простим засобом його регулювання. Недоліком цього засобу регулювання є наявність витрат потужності на стискування повітря, яке перепускається в атмосферу, що, в свою чергу, зменшує тягу та економічність двигуна при вмиканні перепуску. Тому кількість повітря, яке перепускають в атмосферу, не перевищує 20% від витрати повітря через компресор і перепуск використовують тільки в процесі запуску або на знижених режимах роботи двигуна.

Поворотом лопаток ВНА та НА перших ступенів забезпечують розрахункове обтікання лопаток компресора практично у всьому діапазоні режимів роботи ГТД. Кількість регульованих ступеней обирають залежно від типу двигуна, його конструктивної схеми та розрахункового значення ступеня підвищення тиску. Як правило, регулювання тільки ВНА використовують в КСТ та КВТ двигунів тривальної схеми, або в КВД двоконтурних двовальних двигунів. Група перших ступеней регулюється у компресорів одновальних двигунів або у КВТ двовальних ГТД з високим значенням π_k^* . Регулювання групи перших та останніх ступеней застосовують у ГТД для надзвукових літаків.

Регулювання шляхом повороту НА тільки одного ступеня дозволяє суттєво покращити умови обтікання лопаток робочого колеса цього ступеня. Тому для забезпечення стійкої роботи каскаду компресорна на знижених приведених частотах обертання ротора повороту тільки НА (ВНА) недостатньо і разом з поворотом ВНА використовують перепуск повітря за середніми ступенями.

Недоліком регулювання компресора шляхом повороту НА є зменшення величин витрати повітря та π_k^* при знижених приведених частотах обертання ротора, що в свою чергу, викликає зменшення тяги двигуна.

Поворот робочих лопаток компресора на сьогодні не знайшов широкого використання через конструктивні складності. Проте, реалізація такого регулювання має високу ефективність в одноступінчастих вентиляторах ТРДД з великими ступенями двоконтурності ($m > 5$) і дозволяє вирішувати такі задачі [38,39]:

- змінювати в широкому діапазоні витрату повітря при збереженні високого значення ККД вентилятора;
- зменшувати гідравлічні та хвильові втрати за рахунок покращення умов обтікання робочих лопаток на нерозрахункових режимах;
- дроселювати двигун при постійній фізичній частоті обертання ротора вентилятора;
- розширити діапазон стійкої роботи вентилятора;
- забезпечити реверс тяги двигуна;
- зменшити зовнішній опір за рахунок флюгерування робочих лопаток вентилятора при відмові двигуна.

При регулюванні дво-трикаскадних компресорів шляхом зміни величини ковзання роторів керують іншими елементами двигуна. Наприклад, змінюють площу критичного перерізу сопла, відношення площ внутрішнього та зовнішнього контурів на вході в камеру змішування ТРДД, площу СА турбіни низького або високого тисків тощо. Силові установки (СУ) сучасних і перспективних літаків мають багато регульованих елементів проточної частини. Так СУ з двовальним ТРДД зі змішуванням потоків та форсажною камерою має наступні керуючі фактори: кути встановлення панелей клину вхідного пристрою та стулок перепуску, кути встановлення НА КНТ та КВТ, площу на вході в фронтний пристрій камери згоряння, площі соплових апаратів ТНТ та ТВТ, площу зовнішнього контуру в камеру змішування, площі критичного та вихідного перерізу сопла, радіальні зазори в компресорі та турбіні.

Розглядається можливість активного впливу на границю стійкої роботи шляхом періодичних збурень потоку [52]. Збурення можуть викликатися за

допомогою коливних лопаток ВНА або спрямного апарату на виході, а також окремим лопатковим або струминним пульсатором перед компресором. При належному виборі фази збурень вони можуть віддалити границю стійкості і істотно збільшити запас газодинамічної стійкості (до 20 %). Аналогічний спосіб може бути використаний для дестабілізації стійкого, але небажаного режиму, наприклад зриву, який не поновлюється.

Для розширення діапазону стійкої роботи ступеня компресора (вентилятора) пропонувалося використовувати робочі лопатки з передкрилками [55] та вентиляторні лопатки для ТРДД з високим ступенем двоконтурності, які мають роздвоєний профільний переріз в кореневій частині [41].

Недоліками лопаток з передкрилками є недостатня міцність та жорсткість конструкції, яка проявляється при попаданні сторонніх предметів у двигун, та зменшення ККД ступеня в периферійній частині, де відносні швидкості надзвукові, а наявність геометрично незмінної системи з двох передніх кромek (лопатки та передкрилку) не дозволяє створити стійку систему косих стрибків ущільнення Також запропонована лопатка для перших ступенів компресора (вентилятора), яка має наплив по передній кромці (рисунок 1.2) [21].

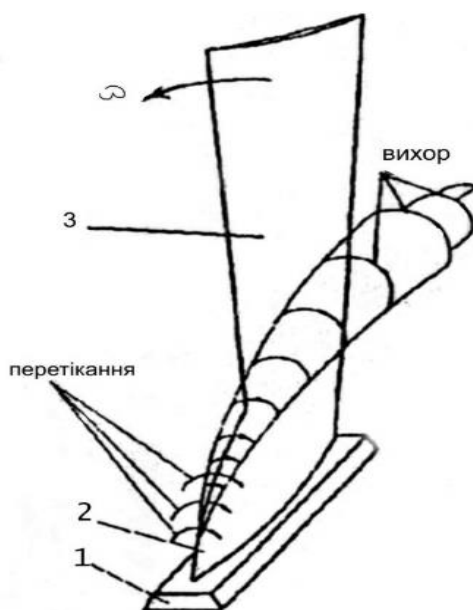


Рисунок 1.2. – Схема формування вихору

Дія напливу полягає в наступному. При обертанні робочого колеса виникає різниця тисків повітря на увігнутій та випуклій частині не тільки пера лопатки, а і напливу. Внаслідок цього перепаду тисків на напливі починається перетікання повітря з зони підвищеного тиску (на «коритці») до зони зниженого тиску (на «спині»). Таке перетікання повітря утворює вихор. Швидкість руху повітря у вихорі збільшується, а його тиск – відповідно зменшується. Завдяки наявності вихору до зони зниженого тиску на «спині» лопатки надходить додаткова частина повітря, що збільшує місцеву осьову швидкість руху потоку на «спині» пера лопатки, віддаляючи таким чином початок відриву потоку зі «спини».

Використання напливу дозволяє також підвищити колову швидкість ротора вентилятора, а отже і ступінь підвищення тиску ступеня. Збільшення колової швидкості, яке обмежується умовами міцності, можливе за рахунок збільшення площі кореневого перерізу лопатки. Крім того, якщо вихор, який стікає з напливу, буде виведений на ту частину лопатки, де має місце обтікання з трансзвуковими швидкостями, то буде відбуватися здув місцевих прямих стрибків ущільнення. Це дозволить збільшити ККД ступеня та його напірність.

Передня кромка напливу може бути як прямою, так і криволінійною. Форма її обирається з умови забезпечення ефективного вихроутворення [50].

Застосування лопатки з напливом у кореневій частині [42] дозволяє уникнути недоліків, що притаманні лопаткам з передкрилками, при вирішенні задачі розширення діапазону стійкої роботи. Тобто міцність лопатки може бути навіть збільшеною за рахунок збільшення площі її кореневого перерізу.

Запобігання негативного впливу вихора, що створюється внаслідок наявності напливу, на роботу і вібраційний стан лопаток внутрішнього контура, які встановлюються за вентилятором 1, забезпечується завдяки тому, що радіальний розмір напливу 2 перевищує радіус розділювача потоків 4. Внаслідок цього вихор, що відривається від лопатки вентилятора ТРДД з

напливом 3, буде відводитись у зовнішній контур ТРДД, викликаючи вібрації деталей компресора високого тиску.

1.4 Постановка задач та розробка схеми досліджень

Для досягнення поставленої мети, в роботі поставленні наступні завдання дослідження:

- вибір та обґрунтування параметрів та характеристик компресорів ГТД для побудови математичної моделі
- розробка математичної моделі оцінювання і контролю газодинамічної стійкості каскадів компресора ГТД;
- розробка методики побудови характеристики компресора
- чисельні дослідження методу оцінювання газодинамічної стійкості каскадів компресора

2 ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДІВ МАТЕМАТИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ДЛЯ ОЦІНКИ ЗАПАСУ ГАЗОДИНАМІЧНОЇ СТІЙКОСТІ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

Забезпечення необхідного запасу стійкості компресора при роботі ГТД у всіх експлуатаційних умовах є однією з основних і неодмінних вимог, які пред'являються до ГТД як у процесі їхнього проектування, так і при серійному виробництві і в подальшій експлуатації.

Запас стійкості компресора в системі двигуна характеризується критерієм K_y чи Δk_y , обумовленим для всього експлуатаційного діапазону приведених чисел обертів ротора [7]:

$$K_y = \frac{\left(\frac{\pi_k^*}{G_{\text{пов}}} \right)_{\text{границі стійкості}}}{\left(\frac{\pi_k^*}{G_{\text{пов}}} \right)_{\text{робочої лінії}}} ; \quad (2.1)$$

$$\Delta k_y = \left[\frac{\left(\frac{\pi_k^*}{G_{\text{пов}}} \right)_{\text{границі стійкості}}}{\left(\frac{\pi_k^*}{G_{\text{пов}}} \right)_{\text{робочої лінії}}} - 1 \right] 100\% , \quad (2.2)$$

де π_k^* - ступінь підвищення тиску в компресорі;

$G_{\text{пов}}$ - витрата повітря через компресор.

Як видно з формул (2.1) і (2.2), запас стійкості компресора залежить як від протікання границі стійкості, так і від положення робочої лінії на характеристиці компресора, отже, контроль запасу стійкості компресора повинний містити в собі перевірку взаємного положення границі стійкості і лінії робочих режимів (рисунок 2.1)

Оскільки в умовах виробництва визначення фактичної границі стійкості у всьому експлуатаційному діапазоні для кожного екземпляра компресора викликало б різке зростання витрат, то контроль положення границі стійкості може здійснюватися або періодично, або з застосуванням статистичної оцінки положення границі стійкості.

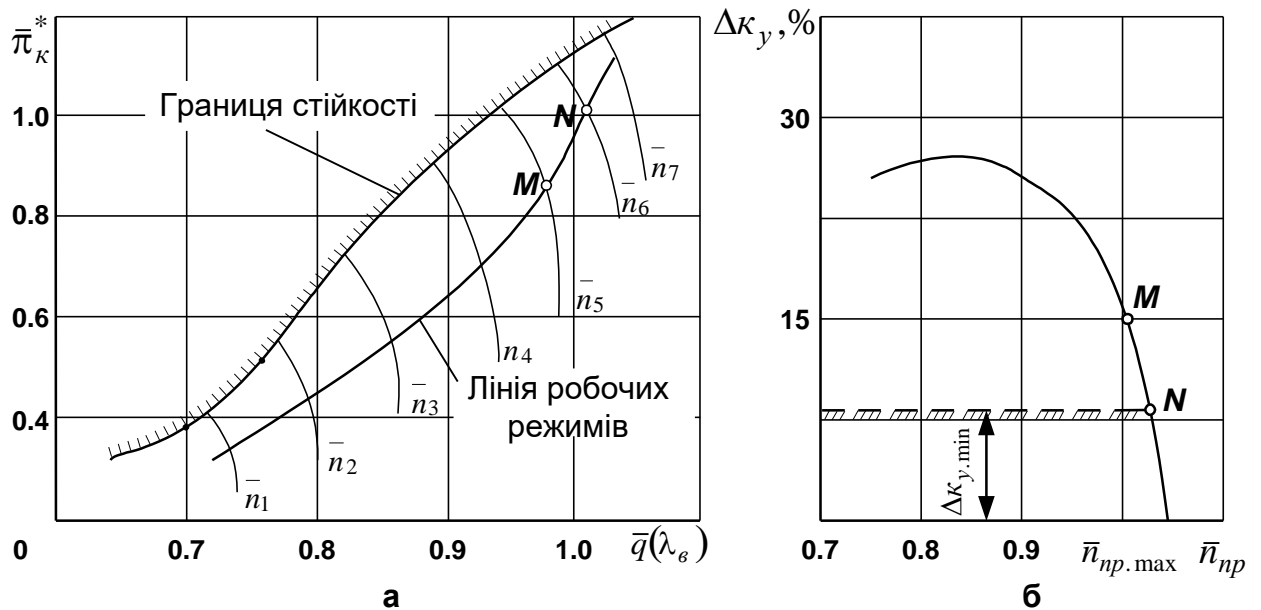


Рисунок 2.1- До визначення запасу газодинамічної стійкості компресора ГТД: а- характеристика компресора; б- запас газодинамічної стійкості Δk_y за \bar{n}_{np}

На рисунку 2.1 характеристики представлені в координатах $\bar{\pi}_k - \bar{q}(\lambda_v)$, рівняння (2.2) тотожне рівнянню:

$$\Delta k_y = \left\{ \frac{\left(\frac{\pi_k^*}{q(\lambda_v)} \right)_{\text{границі стійкості}}}{\left(\frac{\pi_k^*}{q(\lambda_v)} \right)_{\text{робочої лінії}}} - 1 \right\} 100\% \quad (2.3)$$

де $q(\lambda_v)$ - приведена густина току на вході в каскад компресора.

Оцінювання та контроль газодинамічної стійкості кожного екземпляра

компресора може визначатись в ГТД за величиною $\left(\frac{\pi_{\text{к}}^*}{G_{\text{пов}}}\right)$ або $\left(\frac{\pi_{\text{к}}^*}{q(\lambda_{\text{в}})}\right)$ на лінії робочих режимів і границі стійкості.

В основі розглянутого методу оцінювання і контролю газодинамічної стійкості компресора ГТД лежить необхідність вирішити задачу визначення запасу газодинамічної стійкості компресора ГТД в процесі експлуатації.

2.1 Визначення параметрів та характеристик компресорів ГТД

Для визначення фактичного положення границі стійкості і лінії робочих режимів в процесі експлуатації необхідно знати значення ступені підвищення тиску в компресорі $\pi_{\text{к}}^*$ та витрату повітря через компресор $G_{\text{пов}}$ або приведену густину току на вході в каскад компресора $q(\lambda_{\text{в}})$, відповідно для лінії робочих режимів та границі стійкості, а також значення частоти обертання компресора n .

Ступінь підвищення тиску $\pi_{\text{к}}^*$ в робочій точці на характеристиках компресора визначається співвідношенням $\pi_{\text{к.і}}^* = \frac{P_{\text{к.і}}^*}{P_{\text{в.і}}^*}$, де $P_{\text{к.і}}^*$ - тиск загальмованого потоку за каскадом компресора; $P_{\text{в.і}}^*$ - тиск загальмованого потоку на вході в каскад компресора.

Витрата повітря через компресор $G_{\text{пов}}$ в робочій точці визначається по формулі:

$$G_{\text{пов.і}} = \frac{m_{\text{в}} P_{\text{к.і}}^* q(\lambda_{\text{к.і}}) F_{\text{к}}}{\sqrt{T_{\text{к.і}}^*}}, \quad (2.4)$$

де m_B - безрозмірна газодинамічна функція (для повітря рівна 0.404);

$q(\lambda_{k,i})$ - приведена густина току за каскадом компресора;

F_k - площа прохідного перерізу за каскадом компресора;

$T_{k,i}^*$ - температура загальмованого потоку за каскадом компресора.

Після знаходження фізичних значень $G_{пов.і}$ та n здійснюють приведення витрати повітря та частоти обертів за стандартними формулами:

$$G_{пов.пр.і} = G_{пов.і} \frac{101325}{p_{в.і}^*} \sqrt{\frac{T_{в.і}^*}{288}} \quad (2.5)$$

$$n_{пр.і} = n_i \sqrt{\frac{288}{T_{в.і}^*}} \quad (2.6)$$

Значення $G_{пов.пр.і}$ та $\pi_{к.і}^*$ однозначно визначають координати робочої точки на полі характеристик компресора. За знайденими таким чином координатами положень робочих точок будується лінія робочих режимів (ЛРР) на характеристиках компресора. Побудована ЛРР відповідає фактичному технічному стану каскаду компресора ГТД.

Для визначення координати робочої точки на полі характеристик каскаду компресора, з метою спрощення алгоритму розрахунку запропонованого вище, варто скористатись характеристиками компресора наведених в координатах $\pi_{к-}^* q(\lambda_B)$.

Відношення між приведеними густинами току на вході та виході з каскаду компресора може бути записане у вигляді:

$$\frac{q(\lambda_B)}{q(\lambda_K)} = \frac{p_B^* F_B}{p_K^* F_K} \sqrt{\frac{T_B^*}{T_K^*}}, \quad (2.7)$$

звідки:

$$q(\lambda_B) = \frac{q(\lambda_K) p_B^* F_B}{p_K^* F_K} \sqrt{\frac{T_B^*}{T_K^*}}, \quad (2.8)$$

де F_B - площа прохідного перерізу на вході в компресор.

На сучасних ПС, як правило, здійснюється реєстрація параметрів p_B^* та T_B^* , для двигунів з низьким рівнем контролездатності їх можна вирахувати використовуючи величини p_n , T_n та число M польоту.

З формули (2.8) видно, що для визначення приведеної густини току на вході в каскад компресора $q(\lambda_B)$ потрібно знати значення приведеної густини току за каскадом компресора $q(\lambda_K)$, температуру загальмованого потоку T_K^* за каскадом компресора та тиск загальмованого потоку p_K^* за каскадом компресора. Площі характерних перерізів F_B та F_K індивідуальні для кожного типу двигуна і конструктивно визначені. Вищеназвані параметри, навіть на двигунах з підвищеним рівнем контролепридатності, на даний час не реєструються штатними засобами контролю. Їх, звісно, можна визначити за відомими термогазодинамічними функціональними залежностями. Але розрахункові методи, що застосовуються на даний час, мають значні похибки, що обумовлені інерційністю процесів в проточній частині компресора.

При реалізації розроблюваного методу оцінювання і контролю ГДС компресорів пропонується використовувати значення швидкості, температури та тиску загальмованого потоку на виході з каскаду компресора за допомогою засобів вимірювання, що можуть бути попередньо встановлені в двигун. Перевагою такого способу вимірювання перелічених параметрів є те, що реєстрація відбувається в реальному масштабі часу. Застосування

безінерційних та малоінерційних датчиків дозволить також визначати параметри потоку для нестационарних та перехідних режимів роботи ГТД.

За величиною вимірної абсолютної швидкості повітря C за компресором розраховується величина приведеної швидкості за каскадом компресора [51]:

$$\lambda_{\kappa} = \frac{C}{\sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_{\kappa}^*}}. \quad (2.9)$$

Після визначення приведеної швидкості розраховують величину функції густини току в перерізі за компресором по формулі (2.8) записаною у вигляді:

$$q(\lambda)_{\text{в.і}} = \lambda_{\kappa, \text{і}} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \left[1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_{\kappa, \text{і}}^2 \right]^{\frac{1}{k-1}} \frac{F_{\text{в}}}{F_{\kappa}} \sqrt{\frac{T_{\text{в.і}}^*}{T_{\kappa, \text{і}}^*} \frac{1}{\pi_{\kappa, \text{і}}^*}} \quad (2.10)$$

де k - показник адіабати.

Лінія робочих режимів будується на полі характеристик компресора в координатах $\bar{\pi}_{\kappa}^* - \bar{q}(\lambda_{\text{в}})$ аналогічно способу побудові в координатах $\bar{\pi}_{\kappa}^* - \bar{G}_{\text{пов.пр}}$, який описаний вище.

Використання формули (2.10) дозволяє уникнути похибок, що виникають при визначенні витрати повітря через компресор з застосуванням формули (2.4).

Фактичне положення границі стійкості каскаду компресора, яке відповідає технічному стану ГТД на момент реєстрації (виміру) параметрів в експлуатації при технічному обслуговуванні, пропонується визначати наступним шляхом.

За результатами попередніх випробувань на розрахунковому режимі визначили фактичне значення ступенів підвищення тиску каскаду компресора

двигуна $\pi_{к.і}^*$ [34] та розраховуємо відносне відхилення цих величин у порівнянні з величинами $\pi_{к.р.і}^*$, які відповідають даним, одержаним на початку експлуатації, за формулою:

$$\delta\pi_{к.і}^* = \left(\pi_{к.р.і}^* - \pi_{к.і}^* \right) / \pi_{к.р.і}^* = \frac{\Delta\pi_{к.і}^*}{\pi_{к.р.і}^*} \quad (2.11)$$

Вважаючи, що зміна величини $\delta\pi_{к.і}^*$ дорівнює відносній зміні $\pi_{к.і}^*$ уздовж границі стійкості $\delta\pi_{гс}^*$, знаходять величину ступеню підвищення тиску на границі стійкості:

$$\pi_{гс.0}^* = \pi_{гс.р}^* - \Delta\pi_{к}^* \left(\frac{\pi_{гс.р}^*}{\pi_{к.р}^*} \right), \quad (2.12)$$

де $\Delta\pi_{к}^* = \pi_{к.р}^* - \pi_{к}^*$;

$\pi_{гс.р}^*$ - ступінь підвищення тиску на границі стійкості на розрахунковому режимі для даного типу двигуна;

$\pi_{к.р}^*$ - розрахункове значення ступеня підвищення тиску в компресорі для даного типу двигуна;

В області експлуатаційних режимів $\bar{n}_{пр} < 1.0$ зміна параметрів уздовж фактичної границі стійкості в основному визначається величиною $\pi_{гс.0}^*$ та розраховується за наступною формулою [48]:

$$\bar{\pi}_{гс} = \frac{1}{\pi_{гс.0}^*} + \left(1 - \frac{1}{\pi_{гс.0}^*} \right) \bar{n}_{пр}^{\left(\frac{\pi_{гс.0}^* + 5}{3} \right)}, \quad (2.13)$$

де $\bar{\pi}_{гс} = \frac{\pi_{гс}^*}{\pi_{гс.0}^*}$ - відносна зміна ступеня підвищення тиску уздовж границі стійкості.

В області $-\bar{n}_{пр} > 1.0$, на ділянці, де стійка робота компресора визначається зривом в останніх ступенях, зміна ступеня підвищення тиску уздовж фактичної границі стійкості розраховується за формулою:

$$\bar{\pi}_{гс} = 1 + 2.23(\bar{n}_{пр} - 1.0)ctg\beta_2, \quad (2.14)$$

де β_2 – кут виходу потоку на середньому діаметрі робочого колеса останнього ступеня з урахуванням кута відставання.

Використовуючи формули (2.13) та (2.14), можна розрахувати зміну параметрів уздовж фактичної границі стійкості і побудувати фактичну границю стійкості на характеристиці каскаду компресора.

За наведеними вище способами побудови характеристик компресора і отриманих значень параметрів, що відповідають фактичному технічному стану ГТД, обчислюють запас газодинамічної стійкості компресора за формулою (2.3).

Контроль газодинамічної стійкості каскадів компресорів ГТД за запропонованим методом передбачається здійснювати в процесі експлуатації періодично, або в разі необхідності, при погіршенні експлуатаційних характеристик ГТД.

2.2 Особливості просторових моделей газотурбінних двигунів для дослідження впливу вхідної неоднорідності

Застосування газотурбінного двигуна у складі силової установки літального апарату зазвичай призводить до виникнення певних експлуатаційних факторів, які впливають на роботу авіаційного

газотурбінного двигуна. Одним із таких факторів є нерівномірність поля тиску та температури повітря, що потрапляє на вхід у проточний тракт двигуна.

У зв'язку з просторовим характером самого явища (наявності неоднорідного поля повного тиску на вході в двигун) для моделювання робочого процесу в елементах авіаційного ГТД найбільш доцільно використовувати просторові 2D і 3D підходи до опису течії цих елементів і, в першу чергу, в компресорах ТРДД.

У роботах [2, 3, 9, 10], присвячених моделюванню та розрахунковій оцінці впливу вхідної нерівномірності повного тиску на основні параметри ТРДД великого ступеня двоконтурності, показано значний вплив цього фактора насамперед на запаси ГДС компресора низького тиску. Додатково, у роботі [9] розглядається вплив нерівномірності повного тиску на вході в двигун на його тягово-економічні характеристики.

Як інструмент дослідження використовується математична модель двигуна (ММД), заснована на вирішенні тривимірних рівнянь газової динаміки для нев'язкого газу у формі законів збереження [9], при цьому взаємодія газу з елементами двигуна, пов'язана з підведенням або відведенням енергії, враховується шляхом додавання у праві частини рівнянь «джерелових» членів, інтенсивність яких визначається за заданими характеристикам.

Розрахункова область включає кільцевий газоповітряний проточний тракт двоконтурного ГТД та вхідний канал у випадку змінного перерізу. У першому перерізі каналу покладаються всі необхідні вхідні граничні умови. Вихідні граничні умови задаються на зрізі критичного перерізу реактивного сопла (або сопел зовнішнього та внутрішнього контурів). Циліндрична система координат включає три напрямки: тангенціальний (окружний), що збігається з напрямком обертання ротора, осьовий і радіальний. Нерухома розрахункова сітка створюється розподілом розрахункової області на ряд послідовних елементів за допомогою поверхонь перпендикулярних осі двигуна. Проточна частина двигуна, починаючи від перерізу входу і аж до виходу сопла

зовнішнього контуру (а по внутрішньому контуру – до перехідного каналу між підірними сходами та компресором) поділяються на два шари поверхнею струму обертання. Приклад розрахункової області типового ТРДД наведено на рисунок 2.1 В окружному напрямку весь газоповітряний тракт також поділяється на кілька однакових сегментів, бічні поверхні яких збігаються з поверхнями струму.

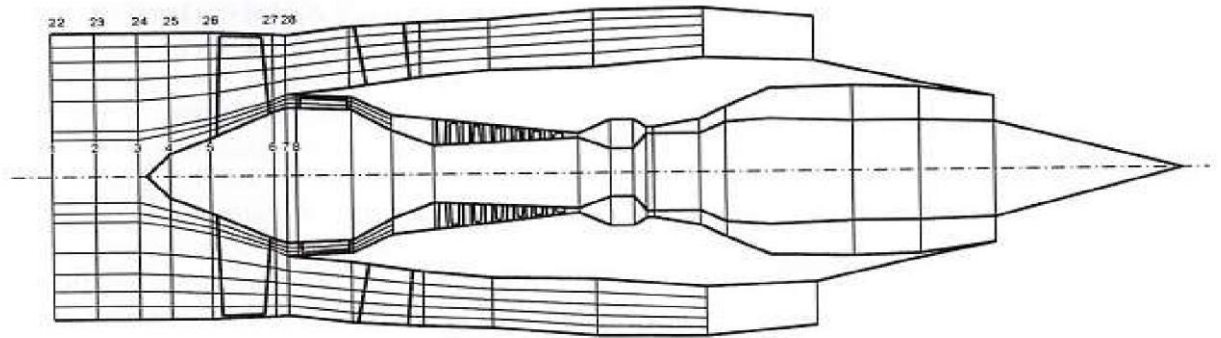


Рисунок 2.1. – Розрахункова область ТРДД із високим ступенем двоконтурності

Отримані таким чином розрахункові комірки можуть містити в собі різні елементи двигуна: один або кілька ступенів компресора, окремий лопатковий вінець, ділянка каналу тієї чи іншої довжини тощо. Розміри цих осередків, а також прийняті припущення під час побудови розрахункової схеми можуть бути різними залежно від поставленого завдання. До найбільш типових з них відносяться:

- в елементах проточної частини, що задаються характеристиками, робоче тіло приймається нев'язким;
- характеристики цих елементів умовно вважаються «квазістаціонарними», що дозволяє проводити оцінки для низькочастотних нестаціонарних процесів (частота трохи більше 100...150 Гц);
- розміри розрахункового осередку в окружному напрямку значно перевищують характерні розміри міжлопаткового каналу;

- у частині надзвукового сопла, що розширюється, перебіг приймається одномірним і «квазістаціонарним».

Слід мати на увазі, що для проведення розрахункових досліджень у розглянутій постановці необхідно мати досить значну кількість додаткової інформації, більша частина з якої не завжди доступна. Так, наприклад, для оцінки газодинамічної стійкості у всій системі стиснення – компресор низького тиску, підпірні ступені (за їх наявності), каскади компресора газогенератора – необхідно мати «розширені» характеристики компресорів, що включають і нестабільну роботу. Аналіз перебігу характеристик окремих ступенів в області, розташованій ліворуч від межі стійкої роботи, узагальнення вітчизняних та низки зарубіжних результатів розглянуто в [10]. В інших елементах стиску як критерій нестійкості роботи окремих лопаткових вінців зазвичай розглядається поява негативних похідних тиску робочого тіла на виході та досягнення ними певних «критичних» значень [3].

Як показала практика застосування просторових моделей течії в елементах двигуна для оцінки впливу нерівномірності повного тиску у вхідному потоці на параметри та характеристики авіаційних ГТД, такі моделі дозволяють досить впевнено оцінювати характеристики каскадів компресора і, в першу чергу, запаси їх газодинамічної стійкості. Разом з цим розраховувати інтегральні (наприклад, тягово-економічні) характеристики двигуна з необхідним ступенем точності і, головне, за прийнятний час представляється досить проблематично внаслідок громіздкості прийнятої розрахункової схеми, а також використання досить грубих спрощень при розрахунку інших елементів двигуна.

2.3 Застосування математичних моделей першого рівня для оцінки запасу газодинамічної стійкості

Як зазначалося раніше, основні параметри елементів двигуна, насамперед, газодинамічну стійкість компресорів, окружна нерівномірність

повного тиску на вході в двигун надає значно більше вплив, ніж радіальна. Це, мабуть, пояснюється тим, що радіальна нерівномірність, змінюючи характер течії в кожному міжлопатковому каналі по висоті лопатки приблизно однаковим чином, практично не призводить до зміни взаємодії між каналами.

Кільцева нерівномірність (на відміну від радіальної) змінює взаємодію сусідніх міжлопаткових каналів, що позначається негативно на роботі наступних вінцевих лопаткових. Спрощено механізм такої зміни взаємодії можна продемонструвати в такий спосіб (рисунок 2.2). Внаслідок більшого рівня швидкостей потоку в зоні підвищеного тиску, позначеної на малюнку 3 цифрою 1, відбувається розтікання потоку за лопатковим вінцем із цієї зони в зону зниженого тиску, позначену на малюнку 3 цифрою 2. Ця обставина призводить до зменшення кутів атаки в зоні вищого тиску (позначена на малюнку цифрою 3) та збільшення кута атаки i , отже, до виникнення «зривних» явищ у зоні зниженого тиску на вході до наступного вінця (позначена на малюнку 3 цифрою 4). Таким чином, розтікання потоку, спрямоване проти обертання робочого колеса, збільшує кути атаки в цій зоні проточної частини, і зривна зона (якщо вона виникає) буде обертатися з меншою частотою, ніж обертається робоче колесо.

Залежно від положення робочої точки на характеристиці ступеня компресора вхідна неоднорідність повного тиску в цьому ступені може посилюватися або загасати. Якісно механізм цього явища може бути представлений в такий спосіб. Розглянемо дві області лопаткового вінця щаблі, одна з яких умовно розташована в зоні з підвищеним тиском на вході, а інша – в зоні зі зниженим тиском.

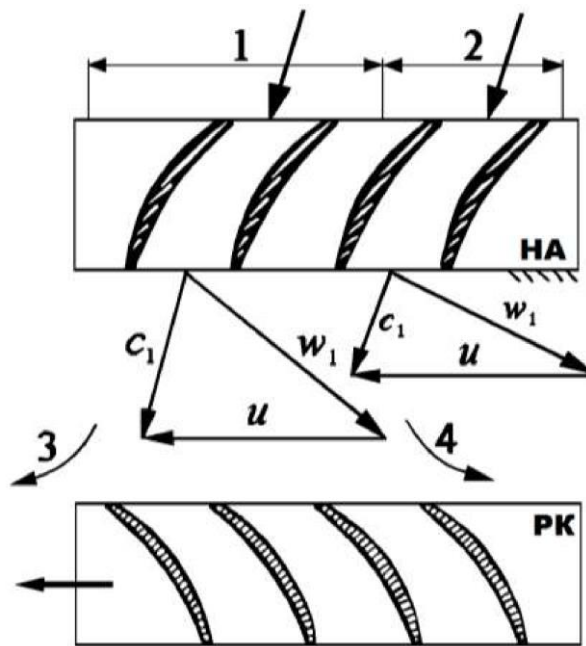


Рисунок 2.2 – До пояснення механізму виникнення «зривних» зон у ступені компресора 1-зона вищого тиску на вході; 2-зона нижчого тиску на вході; 3-зона розтікання із зменшеними кутами атаки; 4-зона розтікання зі збільшеними кутами атаки

При положенні робочої точки в лівій частині гілки своєї напірної характеристики ступеня – залежності ступеня підвищення тиску ступеня від коефіцієнта витрати $\eta_k^* = f(\overline{C_{1a}})$ – (рисунок 2.3) у зоні, на вході в яку надходить потік із відносно вищим тиском, а, отже, і вищим значенням коефіцієнта витрати $\overline{C_{1a}}$, через зміщення режиму вправо (у бік великих значень $\overline{C_{1a}}$) має місце відносне збільшення ступеня підвищення повного тиску в ступінь $\pi_{ст}^*$ (точка 2 рисунок 2.2). У тій частині вінця лопатки, перед якою тиск, а, отже, і значення коефіцієнта витрати були зниженими, ступінь підвищення тиску в ступені $\pi_{ст}^*$ знизиться через зміщення робочої точки вліво (у бік менших величин коефіцієнта витрати $\overline{C_{1a}}$) (Точка 2 рисунок 2.2). Таким чином, тиск за ступенем матиме більший ступінь неоднорідності повного тиску, ніж перед ступенем [59].

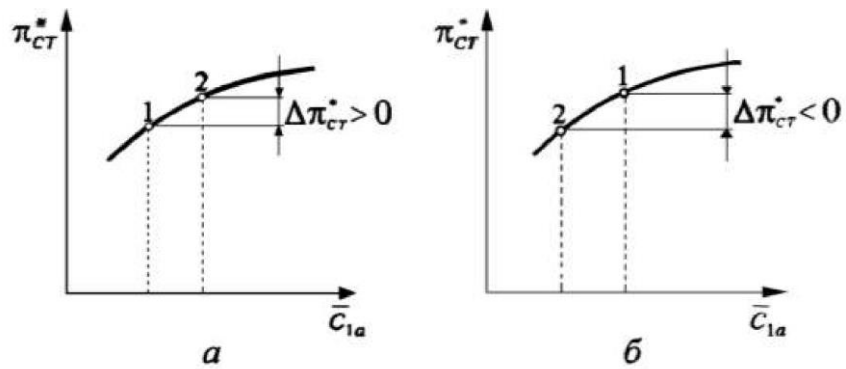


Рисунок 2.3. – Ілюстрації режиму роботи ступені в лівій частині її напірної гілки а – зона більш високого тиску на вході; б – зона нижчого повного тиску на вході; 1 – положення робочої точки при однорідному полі повного тиску на вході 2 – положення робочої точки при неоднорідному полі повного тиску на вході

При положенні робочої точки в правій частині гілки своєї напірної характеристики ступеня – (рисунок 2.3) в зоні, на вході в яку надходить потік з відносно вищим тиском, а отже, і вищим значенням коефіцієнта витрати $\overline{c_{1a}}$, через зміщення режиму вправо (у бік великих значень) має місце відносне зниження ступеня підвищення повного тиску в ступінь $\pi_{ст}^*$ (точка 2 рисунок 2.3а). У тій частині вінця лопатки, перед якою тиск, а, отже, і значення коефіцієнта витрати були зниженими, ступінь підвищення тиску в ступені $\pi_{ст}^*$ підвищиться через зміщення режиму у бік менших величин коефіцієнта витрати $\overline{c_{1a}}$ (точка 2 рисунок 2.3б). Таким чином, тиск за ступенем матиме менший ступінь неоднорідності повного тиску, ніж перед ступенем [58].

У міру збільшення частоти коливань тиску на вході, зміна тиску на виході починає все більше відставати по фазі. В результаті в окремі моменти часу (коли p_v^* знизилось, а p_k^* ще не встигло знизитися) миттєві значення величин π_k^* і, отже, аеродинамічні навантаження решіток профілів компресора можуть істотно підвищитися. Зростання амплітуди коливань посилює цей ефект. Внаслідок цього наявність коливань тиску перед компресором викликає зменшення запасу його газодинамічної стійкості.

Механізм впливу випадкових пульсацій і великомасштабної турбулентності на роботу компресора складніший і менш вивчений, але, зрештою, також зводиться до зростання миттєвих значень кутів атаки в лопаткових вінцях.

Для аналізу нестационарності потоку на вході в компресор (рисунок 2.3) виділяють у кожний момент часу пульсаційну складову повного тиску

$$\Delta p_B^* = p_B^* - \bar{p}_{\text{ср}}^*$$

$$\bar{p}_{\text{ср}}^* = \frac{1}{T} \int_0^T p_B^* dt$$

$$c_a = \frac{\sqrt{\left(\bar{p}_B^*\right)^2}}{\bar{p}_{\text{ср}}^*},$$

, де p_B^* – миттєве значення тиску у цій точці потоку, а

$$\left(\Delta p_B^*\right)^2 = \frac{1}{T} \int_0^T \left[p_B^*(t)\right]^2 dt$$

$\bar{p}_{\text{ср}}^*$ – тиск у цій точці, осередненне за досить великий період часу T , тобто.

$$\bar{p}_{\text{ср}}^* = \frac{1}{T} \int_0^T p_B^* dt \quad (2.15)$$

Кількісною оцінкою рівня нестационарності потоку тиску p_B^* служить інтенсивність пульсацій ε , під якою розуміється відносне середньоквадратичне значення пульсаційної складової повного тиску

$$\varepsilon = \frac{\sqrt{\left(\bar{p}_B^*\right)^2}}{\bar{p}_{\text{ср}}^*}, \quad (2.16)$$

де $\left(\Delta p_B^*\right)^2 = \frac{1}{T} \int_0^T \left[p_B^*(t)\right]^2 dt$ – середньоквадратичне значення пульсаційної

складової повного тиску за період часу T ;

$\frac{\sqrt{\overline{(P_B^*)^2}}}{P_{B\text{ ср}}^*}$ - середнє за площею входу значення p_B^* (рисунок 2.3).

Збурення потоку повітря на вході в двигун практично оцінюють по поєднанню окружної нерівномірності $\Delta\bar{\sigma}_{\text{окр}}$ з не стаціонарністю ε , використовуючи параметр

$$W = \Delta\bar{\sigma}_{\text{окр}} + \varepsilon \quad (2.17)$$

Можуть встановлюватися норми на допустимий (граничний) рівень збурень потоку на вході двигуна. До чисел $M_H \approx 2,0$ величини $W_{\text{гран}}$ зазвичай не повинні бути більше $\sim 6 \dots 10\%$.

Розглянемо вплив збурень тиску p_B^* на запас газодинамічної стійкості та характеристики ГТД.

Наявність нерівномірності потоку на вході в компресор, з одного боку, викликає помітне зниження його напірності та ККД, а також може вплинути на положення межі стійкості, як показано на рисунку 2.4. Це відбувається в тих випадках, коли внаслідок нерівномірності потоку збільшуються кути атаки в тих зонах, де запас по зриву рівномірному полі був малий (наприклад, на периферії робочих лопаток).

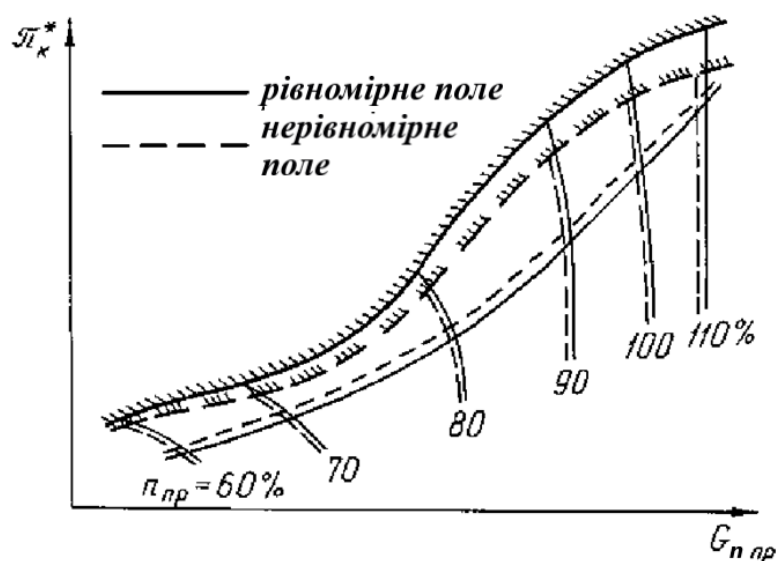


Рисунок 2.4 – Вплив нерівномірності потоку на вході у двигун на характеристику компресора

З іншого боку, зменшення η_k^* приводить при кожному значенні n_{np} каскаду компресора до збільшення температури $T_{г}^*$, що спричиняє зміщення робочої лінії на характеристиці компресора до межі стійкості. У результаті відбувається зниження запасу газодинамічної стійкості ГТД, небезпечне експлуатаційної надійності силової установки.

Нерівномірність потоку в міру його проходження трактом компресора послаблюється. Це пояснюється тим, що в зонах зі зниженими значеннями p^* і c_a і підвищеними кутами атаки щаблі повідомляють повітря більшу роботу, ніж у зонах з підвищеними p^* і c_a . Тому радіальна нерівномірність потоку на вході в багатоступінчастий компресор істотно впливає тільки на роботу перших двох-трьох ступенів, а на наступних ступенях майже повністю зникає.

Окружна нерівномірність вирівнюється значно меншою мірою, ніж радіальна, та її вплив поширюється попри всі ступені компресора. Цим пояснюється врахування щодо величини W_6 формулі лише окружної нерівномірності. Окружна нерівномірність небезпечна ще й тим, що вона викликає нестационарне обтікання лопаток і, крім негативного впливу на аеродинамічні характеристики решіток профілів, може збуджувати вимушені коливання лопаток компресора і призводити до посилення нерівномірності поля температур перед турбіною.

Нерівномірність потоку впливає на тягу та питому витрату палива двигуна. Згідно з експериментальними даними встановлено, що збільшення $\Delta\bar{\sigma}_{окр}$ на 1% призводить до зниження тяги двигуна на 2...3% і зростання питомої витрати палива на 1...3%. Вплив нерівномірності потоку на вході в двигун на характеристику компресора викликаючи коливання витрати повітря і температури $T_{г}^*$, не надають помітного впливу на середні значення тяги (потужності) та питомої витрати пального ГТД.

Ступінь чутливості ГТД до збурень потоку на вході оцінюють зменшення запасу газодинамічної стійкості у відсотках при зміні параметра W на 1%. Підвищення W на 1% приводить до зменшення ΔK_y на 2...6 % залежно

від типу двигуна та режиму його роботи. Меншою чутливістю до збурень мають двоконтурні двигуни, що обумовлено демпфуючим впливом каналу зовнішнього контуру. Ступінь зниження ΔK_y при зростанні W у всіх типів двигунів посилюється при зменшенні наведеної частоти обертання, що може бути пояснено зростанням цих режимів кутів атаки в групі перших ступенів.

Незважаючи на те, що саме явище - наявність нерівномірного поля повного тиску на вході в двигун – носить просторовий характер, особливості інженерних оцінок (необхідність проведення в обмежений час великої кількості розрахунків у різних польотних умовах за різних законів регулювання двигуна) вимагає спрощених підходів, заснованих на використанні ММД першого рівня із внесенням до неї певних доповнень та змін. Один із варіантів такого розгляду із застосуванням відомого методу «паралельних компресорів» представлений у роботах [30, 56, 57].

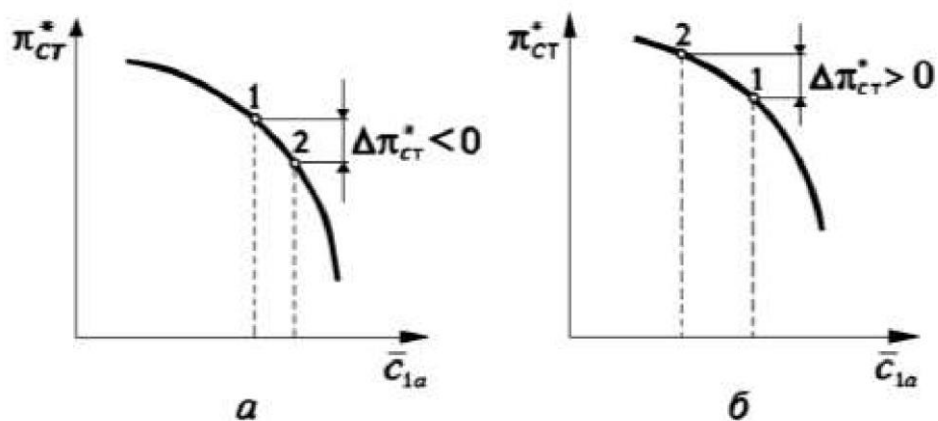


Рисунок 2.5 – Ілюстрації режиму роботи ступеня у правій частині її напірної гілки: а – зона вищого повного тиску на вході; б – зона нижчого повного тиску на вході 1 – положення робочої точки при однорідному полі повного тиску на вході 2 – положення робочої точки при неоднорідному полі повного тиску на вході

Оцінка нерівномірності повного тиску при одномірній постановці, що розглядається, проводиться наступним чином. Вся площа входу розбивається на кілька секторів, усередині яких поле повного тиску вважається однорідним,

причому саме значення p_{BX}^* (або однозначно пов'язане з ним значення коефіцієнта відновлення повного тиску $\sigma_{BX} = p_{BX}^* / p_H^*$ приймається як середнє для цієї галузі, тобто

$$p_{BX_cp}^* = \frac{1}{\varphi_2 - \varphi_1} * \frac{1}{R_{HAP} - R_{BT}} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} \int_{R_{BT}}^{R_{HAP}} p_{BX}^*(r, \varphi) dr d\varphi \quad (2.18)$$

або

$$\sigma_{BX_cp} = \frac{1}{\varphi_2 - \varphi_1} * \frac{1}{R_{HAP} - R_{BT}} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} \int_{R_{BT}}^{R_{HAP}} \sigma_{BX}(r, \varphi) dr d\varphi \quad (2.19)$$

де φ_1, φ_2 - кутові координати кордонів сектора, що розглядається;

R_{BT}, R_{HAP} - радіуси втулки та периферії проточного тракту, відповідно;

$p_{BX}^*(r, \varphi)$ - значення повного тиску потоку у відповідній точці площини входу;

$\sigma_{BX}(r, \varphi)$ - значення коефіцієнта відновлення повного тиску потоку у відповідній точці площини входу.

Далі як показник нерівномірності повного тиску використовується величина, що дорівнює відношенню відхилення повного тиску в конкретній точці обраної області $p_{BX}^*(r, \varphi)$ від обчисленого середнього $p_{BX_cp}^*$ до величини середнього тиску, тобто

$$\overline{\Delta p}^*(r, \varphi) = \frac{\Delta p_{BX}^*(r, \varphi)}{p_{BX_cp}^*} = \frac{p_{BX_cp}^* - p_{BX}^*(r, \varphi)}{p_{BX_cp}^*} \quad (2.20)$$

У окремому випадку, що розглядається, наприклад, у роботі [14], для оцінки лише окружної складової неоднорідності використовується показники

$$\overline{\Delta p}_{окр}^*(\varphi) = \frac{\Delta p_{BX}^*(\varphi)}{p_{BX_cp}^*} = \frac{p_{BX_cp}^* - p_{BX}^*(\varphi)}{p_{BX_cp}^*},$$

$$p_{BX_cp}^* = \frac{1}{\varphi_2 - \varphi_1} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} p_{BX}^*(\varphi) d\varphi, \quad (2.21)$$

а також відносна кутова довжина даного сектора

$$\overline{\varphi}_{окр} = \frac{\varphi_2 - \varphi_1}{2\pi} \quad (2.22)$$

У випадку для врахування впливу нестационарності потоку на вході в двигун використовується т.зв. «пульсаційна» складова повного тиску, що оцінює відмінність миттєвого значення повного тиску в даній точці потоку до його опосередкованого за досить тривалий період часу значення $P_{BX_cp}^*$. Кількісною оцінкою рівня нестационарності потоку служить так звана інтенсивність пульсацій ε , що дорівнює відношенню середньоквадратичного значення пульсаційної складової до середнього значення $P_{BX_cp}^*$ [53].

У зв'язку з тим, що надалі в роботі розглядається вплив неоднорідності повного тиску на вході в двигун у стаціонарних умовах, то вплив нестационарної складової неоднорідності $W = \overline{\Delta p}_{окр}^* + \varepsilon$ надалі не враховуватиметься.

2.4 Метод паралельних компресорів для оцінки нерівномірності повного тиску на вході у двигун

Для оцінки впливу вхідної нерівномірності повного тиску параметри ТРДД може бути використана математична модель першого рівня, заснована на характеристиках основних вузлів двигуна [49]. Умови взаємодії цих вузлів між собою записуються у вигляді рівнянь нерозривності робочого тіла проточним трактом двигуна, балансу потужності компресора і турбіни, розташованих на одному валу, законів збереження енергії, імпульсу і т.д.

Елементи тракту стиснення (компресора) представляються у вигляді паралельно розташованих вузлів, що мають однакові характеристики, але різні умови на вході на повний тиск. Граничні умови на вході до компресора низького тиску задаються у вигляді двох зон з різним рівнем повного тиску (рисунок 2.6) [30].

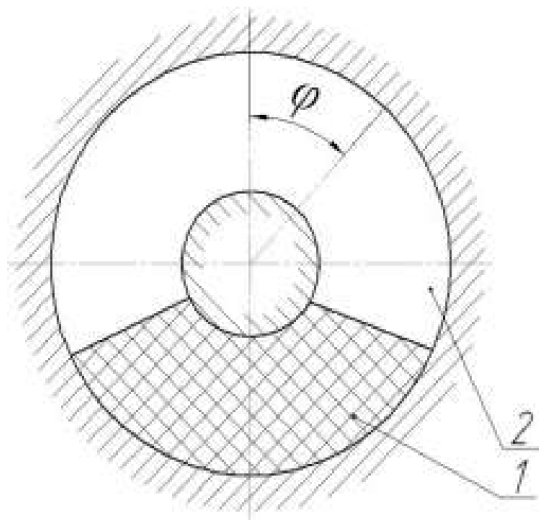


Рисунок 2.6 – Умовне завдання неоднорідності потоку на вході двигун: 1 - область нижчого повного тиску; 2 - область вищого повного тиску

Перед основною камерою згоряння проводиться опосередкування потоку витрати робочого тіла, і надалі потік робочого тіла вважається одномірним і однорідним. Положення робочої точки на характеристиках «паралельних» компресорів високого тиску визначалися з граничної умови - рівності статичного тиску в площині опосередкування за компресором, цілком характерного для одновимірного течії.

Положення робочої точки на характеристиках «паралельних» компресорів низького тиску можна вибрати з двох різних припущень.

Перше передбачає збіг робочих точок на характеристиках окремих «паралельних» КНТ між собою. Такий підхід враховує вплив вхідної неоднорідності на вході на параметри двигуна тільки через середню по площині входу величину повного тиску (або коефіцієнта відновлення повного тиску в повітрозабірнику), не дозволяє оцінити зниження запасу газодинамічної стійкості КНТ, у зв'язку з чим надалі не розглядалося як дуже грубе.

Друге припущення передбачає, що робоча точка на характеристиці частини КНТ з нижчим тиском на вході розташована дещо правіше і вище (або тільки вище - для вертикальних напірних гілок), ніж точка на характеристиці частини з більш високим рівнем тиску. Таке «розповзання» робочих

точок цілком фізично. Як граничного у разі використовується умова рівності наведеної щільності потоку по виходу; за фізичним змістом це припущення досить близько до умови рівності швидкостей на виході з двох частин КНТ, що цілком справедливо для розшарованих течій [4, 51].

2.5 Методика побудови характеристики компресора

Вихідними даними для розрахунку є параметри спроектованого компресора і його характеристика, отримана за результатами термогазодинамічного розрахунку.

За характеристикою визначається режим, де запас газодинамічної стійкості менший за необхідний (для проектного розрахунку приймається $\Delta K_v = 15\%$). У цьому режимі вирішується застосувати поворот РНА на кут $\Delta\gamma$. Для того, щоб визначити мінімальний $\Delta\gamma$, проводиться розрахунок компресора на вибраному режимі роботи двигуна при деякому вугіллі $\Delta\gamma_0$. Методом ітерацій підбирається мінімальний кут $\Delta\gamma$, за якого $\Delta K_v \geq 15\%$.

Результатом розрахунку є уточнена геометрія ступені (кути $a_1, a_2, a_3, \beta_1, \beta_2, \beta_3$), параметри потоку у всіх трьох перерізах (як повні, так і статичні) і що найцікавіше, характеристика ступеня в цілому.

Тобто, розрахунок кута повороту РНА зводиться до розрахунку нової характеристики компресора.

Для виконання описаних вище завдань на базі створеного розрахункового модуля (з урахуванням його оптимізації, доповнення та налагодження) необхідно розробити програму, яка дозволить автоматично будувати характеристики компресора. Далі наведемо опис алгоритму, розрахункових формул та принципу роботи розрахункового модуля програми та роботи в цілому.

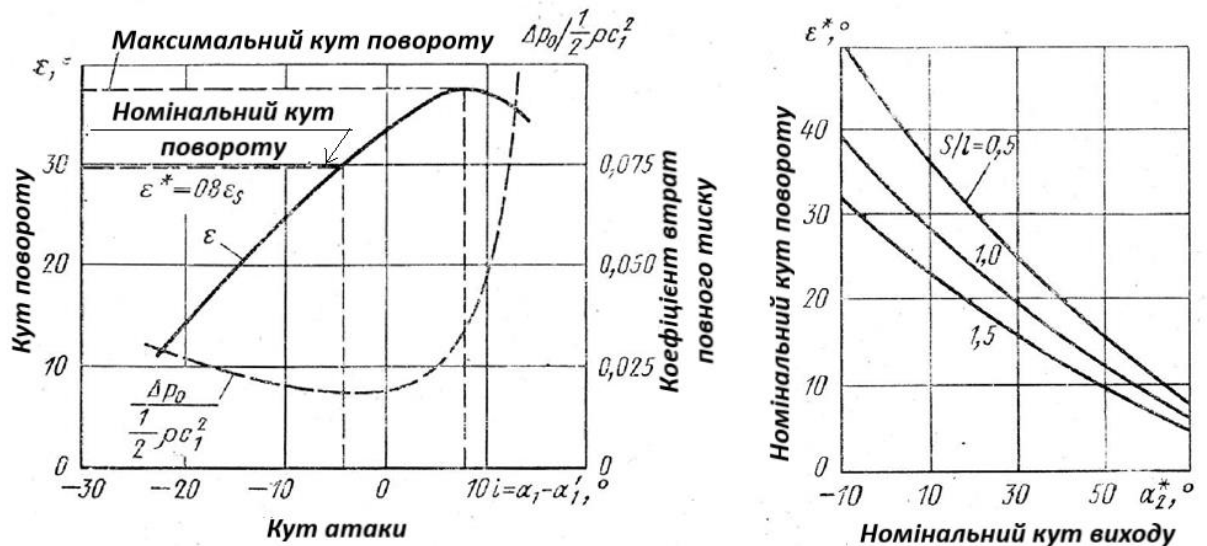
При газодинамічному проектуванні розглядається фізична картина неузгодженості роботи окремих груп ступенів осьового компресора та визначаються потрібні кути повороту лопаток РНА. Однак вирішення цього

завдання пов'язане з низкою труднощів. Незважаючи на численні спроби, виявилось неможливим одними теоретичними методами точно визначити робочі характеристики грат, і найнадійнішими залишаються експериментальні методи дослідження. Тим не менш, у світлі тенденції на скорочення термінів створення двигуна та обмеження бюджету рухових фірм на його проектування в умовах ринкової економіки, все більша увага приділяється саме вдосконаленню теоретичних методів оцінки параметрів грат (втрат, ККД та ін.). Існує низка методів, що дозволяють провести цю оцінку [4].

Залежність (2.15) для малих швидкостей, широко застосовується конструкторами осьових компресорів і полягає в використанні умови номінального режиму роботи: кут повороту потоку ε^* становить 80% кута повороту при зриві ε_m . Вибір $\varepsilon^* = 0,8 \cdot \varepsilon_m$ як розрахункова умова є компромісним. Номінальні кути повороту потоку в різних компресорних решітках в першу чергу залежать від відносного кроку b/t , номінального кута виходу потоку β_2^* для РК (α_3^* – для НА) і числа Re:

$$\varepsilon_{PK}^* = f\left(\frac{b}{t}, \beta_2^*, Re\right), \varepsilon_{НА(РНА)}^* = f\left(\frac{b}{t}, \alpha_3^*, Re\right). \quad (2.23)$$

Важливо відзначити, що співвідношення $\varepsilon_m = 1,25\varepsilon^*$, яке використовують для визначення кута повороту при роботі на зривному режимі (помпаж), фактично не залежить від вигину профілю при виборі цього параметра в нормальному діапазоні $20^\circ < \theta < 40^\circ$. Зміна ε^* залежно від β_2^* (α_3^*), для кількох значень відносного кроку решіток, показано на рисунку 2.7.



а)

б)

Рисунок 2.7 – а) Характеристика компресорних решіток; б) Зміна номінального кута повороту в залежності від номінального кута виходу при кількох значеннях відносного кроку решіток

Залежність від числа Re несуттєва, якщо значення числа Re , розраховане по хорді лопатки, перевищує $Re > 3 \times 10^5$. Формула для апроксимації результатів і часто застосовується для попередньої оцінки характеристики, записується як правило різниці тангенсів:

- для РК: $\tan \beta_1^* - \tan \beta_2^* = \frac{1,55}{1 + 1,5b/t}$,
 - для НА(РНА): $\tan \alpha_2^* - \tan \alpha_3^* = \frac{1,55}{1 + 1,5b/t}$,
- і застосовується в діапазоні кутів $0 \leq \beta_2^*(\alpha_3^*) \leq 40^\circ$.

Різниця між кутом потоку при вході в решітку та вхідним кутом лопатки вибирається конструктором, і для ВНА зазвичай дорівнює нулю, а для інших решіток береться за результатами попередніх розрахунків. Однак при виході з решіток різниця між кутами потоку і лопатки, звана кутом відставання δ залежить від вигину середньої лінії, форми профілю, відносного кроку і кута установки. Кут відставання може бути значним та його важливо оцінити точно.

Для отримання залежності кута відставання δ^* від кута вигину профілю та відносного кроку пропонується емпіричне співвідношення:

$$\delta^* = m \cdot \theta \cdot (b/t)^n, \quad (2.24)$$

де $n = 1/2$ для компресорних решіток і $n = 1$ для вхідних напрямних лопаток компресора. Величина m залежить від форми середньої лінії лопатки та встановлення лопатки. Для компресорних решіток (тобто дифузornoї течії):

$$m = 0,23 \left(\overline{2x_f} \right)^2 + \beta_2^*/500, \quad (2.25)$$

Для вхідних напрямних лопаток, які по суті грають роль соплових лопаток турбіни (тобто конфузornoї течії),

$$m = \text{const} = 0,19$$

На закінчення слід зазначити, що розрахунковий кут відставання потоку є одним з найважливіших параметрів при проектуванні, так як незначні похибки при його визначенні пов'язані з великою зміною кута повороту і, отже, зі зміною розрахункової характеристики.

Для отримання характеристики решітки за нерозрахункових умов можна використовувати узагальнену характеристику. Якщо відомі номінальні значення кутів повороту потоку ε^* і атаки i^* , можна легко визначити нерозрахункову характеристику решітки (кут повороту, коефіцієнт втрат повного тиску) при будь-якому іншому куті атаки.

Очевидно, що метододика є простою і досить прямою для оцінки характеристики даного ступеня при зміні вхідних кутів потоку. Дані можна використовувати для вирішення більш складної зворотної задачі, а саме, вибору відповідної геометрії решітки при заданому куті повороту потоку. І тут, якщо використовується попередня методика розрахунку на номінальному режимі, можна механічно отримати неприйнятні значення відносного кроку решітки. Однак відносний крок решітки певною мірою може бути визначений компоновкою компресора, і тоді розрахунковий кут атаки випадково збігається з номінальним. Тому розрахунковий кут атаки вибирають досить довільно, і деякі конструктори, не зважаючи на умови на номінальному режимі роботи,

можуть вибирати кут атаки, який найкраще відповідає експлуатаційним умовам роботи компресора. Наприклад, щоб при роботі зі зменшеною витратою кут атаки в решітці був позитивним, можна спочатку вибрати негативний кут атаки.

Для обчислення втрат у разі використовується графік (рисунок 2.8).

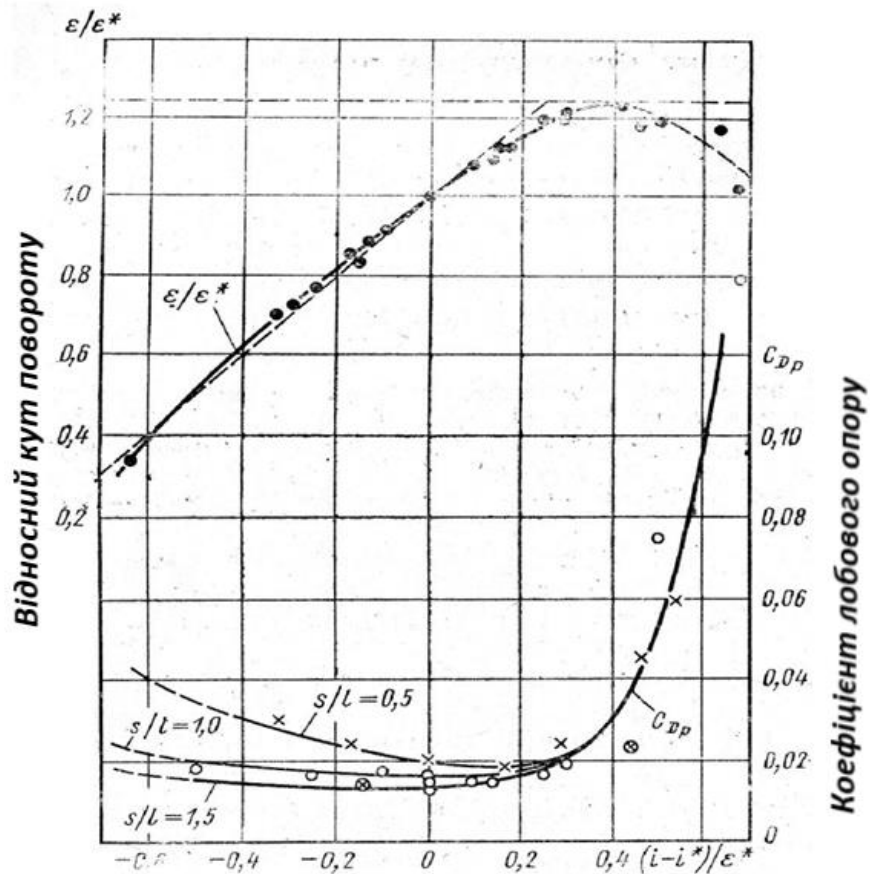


Рисунок 2.8 – Розрахункова характеристика компресорних решіток: ϵ - кут повороту; ϵ^* – номінальний кут повороту ($0,8 \epsilon_m$); i – кут атаки; i^* - кут атаки, що забезпечує ϵ^*

Метою розрахунку є побудова характеристики компресорного ступеня залежно від зміни вхідного кута потоку a_1 , одержуваного через застосування РНА, встановленого перед ступенем, що розраховується. Як наслідок, деформація характеристики на режимах малого газу і таким чином отримання необхідних запасів стійкості на цих режимах.

1) За вказаною методикою розраховується нова характеристика компресора за нульових кутів повороту РНА.

2) В результаті введення уточненої характеристики- можна отримати скориговану лінію спільної роботи.

3) Визначити запас газодинамічної стійкості ΔK_y :

$$\Delta K_y = (K_y - 1) \cdot 100\%, \quad (2.29)$$

де $K_y = \frac{[\pi_k^*/q(\lambda_B)]_{зр}}{[\pi_k^*/q(\lambda_B)]_{л.с.р.}}$, де значення π_k^* , $q(\lambda_B)$ знімаються з графіка: $\pi_{k зр}^*$ и $q(\lambda_B)_{зр}$ – з лінії межі помпажу; $\pi_{к л.с.р.}^*$ і $q(\lambda_B)_{л.с.р.}$ - з лінії спільної роботи.

Приймаємо $\Delta K_{y \min} = 15\%$. Режими перевіряються починаючи з $n = 100\%n_{max}$ (номінальний режим) і до $n = 0\%n_{max}$ (зупинок) з кроком в $5\%n_{max}$

4) Спочатку приймається, що регульованим буде лише вхідний напрямний апарат. Надалі можна буде збільшити кількість РНА.

5) Для цього режиму роботи задаються кутами повороту РНА (РВНА) $\Delta\gamma_{РНА1}$ ($\Delta\gamma_{РВНА1}$). Для першого розрахунку рекомендується взяти кут $\Delta\gamma_{РВНА} = 5^\circ$, а надалі – вибирати в діапазоні від 0° до 40° з кроком 5° .

6) Розраховується РВНА. Результатом є кут a_1 , який необхідний наступного розрахунку першого ступеня компресора, тиск і температура p^*_1 , T^*_1 (у разі відсутності РВНА (ВНА) - задаються безпосередньо). При розрахунку варто відзначити, що зазвичай РВНА (ВНА) виконують конфузормим у зв'язку з необхідністю закрутки потоку та зниження числа Маху потоку у відносному русі, що дозволяє використовувати більш «тонкі» профілі лопаток РК першого ступеня.

7) Розраховується 1-а ступінь компресора з урахуванням обраних $\Delta\gamma_{РВНА}$ (якщо є) і $\Delta\gamma_{РНА1}$, де в якості РНА виступає НА цьому ступеню.

8) Розраховується наступний ступінь, вважаючи, що вхідними параметрами для нього є вихідні попередньої; якщо НА якогось ступеню є РНА, то враховується $\Delta\gamma_{РНАi}$ для цього ступеню.

9) Пункт 8 повторюється до того часу, доки буде розрахований весь компресор.

10) Отже, виходить точка нової характеристики компресора. Щоб отримати всю характеристику змінюють витрату повітря G і повторюють п.6-8. В результаті виходить нова характеристика компресора.

11) За новою характеристикою знову уточнюється лінія спільної роботи та визначаються запаси газодинамічної стійкості. Якщо $\Delta K_v < 15\%$, то весь розрахунок п.5-10 треба повторити, скоригувавши $\Delta\gamma_{РНАi}$ або ввести додаткові РНА.

12) Після отримання необхідних запасів газодинамічної стійкості на заданому режимі, переходять на наступний режим, де спостерігаються малі ΔK_v та розрахунок п.5-11 повторюється.

13) Після цього будуватиметься графік зміни одного взятого $\Delta\gamma_{РНА}$ по n . Так як графік буде гладкою лінією, але в практиці перекладка РНА зазвичай виконується або ступінчасто (релейно) або лінійно, тому гладке змінювання замінюється або на ступінчасту функцію або на лінійну.

Вибір кількості напрямних апаратів, що роблять регульованими, залежить від багатьох факторів, головними з яких є:

- досвід ОКБ із проектування РНА,
- вимоги мінімальної ваги,
- надійність конструкції,
- конструктивні обмеження, пов'язані з проектуванням РНА на надто великі кути повороту $\Delta\gamma_{РНА}$ (крім того, при цьому збільшуються втрати тиску через зазорування РНА).

З точки зору газодинаміки – краще, щоб весь компресор був регульованим. З погляду конструкції – краще щоб регулювання було мінімальним.

В даний час ОКБ прагнуть зменшити кількість РНА, замінюючи їх звичайними НА, а РНА застосовують лише під час доведення двигуна.

Тому для проектної роботи приймається, що максимальний кут повороту РВНА становить 25° , для першого РНА – 15° , для другого – 12° і зменшується на 2° для кожного наступного. Загальна кількість РНА (включаючи РВНА) не повинна перевищувати 3-5 (менше значення береться для коротких компресорів, більше – для довгих).

Для повнішого аналізу результатів необхідно крім розгляду графіка залежності ступеня підвищення тиску π_K^* від витрати, слід розглядати ще залежність КПД η_K^* від витрати. Однак зміна КПД може виявитися незначною, тому використовувати графік зміни КПД як критерій не можна.

2.6. Розрахунковий метод оцінки запасу газодинамічної стійкості двовальних газотурбінних двигунів

На сьогодні найбільш широко в світовій авіації застосовуються двовальні двоконтурні двигуни, тому в даному підрозділі основна увага приділена розгляданню методу оцінки ГДС саме цих типів двигунів.

Послідовність операцій при визначенні запасів стійкості каскадів компресорів двовальних ТРДД наступна.

Спочатку на базі попереднього аналізу технічного стану ТРДД, який виконується за допомогою автоматизованих систем діагностування типу, робиться висновок про використання вихідних або змінених характеристик каскадів компресора при оцінці запасу ГДС конкретного двигуна. В разі відсутності для даного типу двигунів впровадженої в експлуатацію автоматизованої системи діагностування контроль технічного стану може здійснюватись за рівнем параметрів, що реєструються.

Для розрахунку змінених характеристик вентилятора задають геометричні параметри решіток профілів робочого колеса та напрямного апарата на середньому радіусі та вихідні значення параметрів потоку та коефіцієнтів втрат в елементах вентилятора в стандартних атмосферних умовах [35].

При кожному значенні приведеної частоти обертання ротора знаходяться на характеристиці вентилятора значення приведеної витрати повітря $G_{в.пр.л}$, ступеня підвищення тиску $(\pi^*_{\kappa})_{вих}$ та ККД $(\eta^*_{\kappa})_{вих}$ на ЛЛР і значення $G_{в.пр.г}$ та $(\pi^*_{\kappa})_г$ на границі стійкості. Після чого для значень $(\pi^*_{\kappa})_{вих}$, $(\eta^*_{\kappa})_{вих}$ та $G_{в.пр.л}$, що відповідають певній напірній кривій $n_{пр.і}$, розраховуються величини роботи вентилятора у зовнішньому контурі, приведену швидкість на вході в вентилятор λ_{ϵ} та осьову $C_{i\epsilon}$ і колову $U_{i\epsilon}$ швидкості на вході в робоче колесо першого ступеня на середньому радіусі.

Враховуючи, що більшість сучасних ТРДД мають осьовий вхід, тобто в конструкції вентилятора не передбачений вхідний напрямний апарат, знайдемо відносну швидкість на середньому радіусі $W_{i\epsilon} = \sqrt{C_{i\epsilon}^2 + U_{i\epsilon}^2}$ і, відповідно, кут $\beta_{i\epsilon} = \arcsin \frac{C_{i\epsilon}}{W_{i\epsilon}}$ та величину M_{W1} .

Потім знаходять загальний кут відставання, приймаючи $\beta_{2B} = \beta_{2KB}$, за формулою

$$\delta_{ркв} = m_{ркв} \theta_{ркв} \sqrt{\left(\frac{t}{b}\right)_{ркв}} + \left(\frac{\delta_{\delta\epsilon}}{\Delta\beta_{i\epsilon}}\right) \Delta\beta^*_{i\epsilon}, \quad (2.30)$$

де $m_{ркв}$ - коефіцієнт, який розраховується для геометричних характеристик конкретного РК вентилятора; $\theta_{ркв}$ - кут кривизни лопаток РК на середньому радіусі; $\left(\frac{t}{b}\right)_{ркв}$ - обернена густина решітки; $\left(\frac{\delta_{\delta\epsilon}}{\Delta\beta_{i\epsilon}}\right)$ - величина, що визначається по узагальненій залежності [47]; $\Delta\beta_{i\epsilon}$ - кут повороту течії в решітці РК.

Визначаємо кут $\beta_{2\epsilon} = \beta_{2\kappa\epsilon} \pm \delta_{p\kappa\epsilon}$, а потім відповідні значення коефіцієнта профільних втрат.

$$\xi_{np.p\kappa} = C_{xnp.p\kappa} \cdot (b/t)_{p\kappa\epsilon} \cdot \frac{\sin^2 \beta_{1B}}{\sin^3 \beta_{m\epsilon}}, \quad (2.31)$$

де $C_{xnp.p\kappa}$ - коефіцієнт опору профіля в решітці РК, який визначається за залежністю, наведеною в роботі [46].

$$\beta_{m\epsilon} = 0,5 \cdot (\beta_{2\kappa\epsilon} - \beta_{1\kappa\epsilon}) + \beta_{1\kappa\epsilon}. \quad (2.32)$$

Розраховуємо коефіцієнт зривних кромкових втрат

$$\xi_{зр.p\kappa} = 2,085315 \cdot 10^{-3} + 1,40909 \cdot 10^{-3} i + 3,37413 \cdot 10^{-4} \cdot i^2.$$

Розраховуємо коефіцієнт кромкових втрат

$$\xi_{кр.p\kappa} = 0,4 \left(\frac{R_{зр\kappa}}{a_{p\kappa}} \right)$$

де $R_{зр\kappa}$ - радіус задньої кромки; $a_{p\kappa}$ - мінімальна відстань між твірними профілів лопаток в міжлопатковому каналі на середньому радіусі.

Використовуючи значення повного тиску, температури загальмованої течії та відносної швидкості, знаходимо інші кінематичні параметри на виході з РК для двох зазначених випадків.

Для проведення розрахунку необхідні вихідні та змінні характеристики ступенів компресора (вентилятора) у вигляді залежностей $\bar{H} = f_1(\bar{C}_a)$ та $\eta_{\kappa}^* = f_2(\bar{C}_a)$, вихідні параметри компресора $(\pi_{\kappa}^*)_{вих}$, $(\tau_{\kappa}^*)_{вих}$ за $(G_{впр})_{вих}$ та $(n_{np})_{вих}$ і геометричні та кінематичні параметри $(D_{\kappa i}, F_i, \alpha_{\epsilon i})$, які отримують з газодинамічного розрахунку компресора.

Розрахунок складається з двох частин. Спочатку розраховуються зміни під впливом збільшення шорсткості та радіального зазору характеристики ступенів, а потім розрахунок ведеться по зміненим характеристикам ступенів.

Після побудови змінених характеристик каскадів компресорів ТРДД, використовуючи, залежно від типу двигуна, системи рівнянь, які знаходять

положення ЛРР на характеристиках каскадів компресора, що відповідають фактичному технічному стану і даному перехідному режиму, і визначають запас газодинамічної стійкості.

Висновки до розділу 2

1. Запропоновані методи розрахунку характеристик ступені змінених у процесі експлуатації та компресора в цілому по їх вихідних характеристиках.

2. Розроблена методика, що враховує вплив факторів нестационарності на зміну характеристик компресора.

3. Розроблений алгоритм перебудування характеристик каскадів компресорів ГТД.

4. Розроблений метод оцінки запасу газодинамічної стійкості компресорів авіаційних ГТД, який базується на математичній моделі та запропонованих методиках розрахунку змінених характеристик компресора.

3 ДОСЛІДЖЕННЯ МЕТОДУ МОНІТОРИНГУ ЗАПАСУ ГАЗОДИНАМІЧНОЇ СТІЙКОСТІ

Як об'єкт дослідження, на прикладі якого були продемонстровані можливості оцінки впливу експлуатаційних факторів на газодинамічну стійкість компресорів авіаційного ГТД, розглянуто двоконтурний двовальний турбореактивний двигун на характерному дозвуковому крейсерському режимі польоту ($M = 0,8$ $H = 11$ км).

Параметри ТРДД, що розглядаються, приймалися близькими до 4 покоління (температура газу перед турбіною 1650К, сумарний ступінь підвищення тиску в компресорах ~ 25 , ступінь двоконтурності $\sim 0,5$).

У першому етапі розрахункові оцінки проводилися так. Після розрахунку двигуна в умовах однорідного потоку на вході при типовому значенні коефіцієнта відновлення повного тиску $\sigma_{ax} = f(M)$, розраховувалися параметри двигуна в умовах неоднорідного потоку із заданим розподілом повного тиску на вході при підтримці наведеної частоти обертання КНТ $n_{\text{пр кнт}}$; після цього оцінювалося необхідне підвищення температури газу перед турбіною T_g^* для відновлення тяги рівня, відповідного однорідному потоку на вході.

При проведенні розрахункової оцінки умовно для більшого ефекту передбачалося, що в силову установку впроваджено сучасні методи зниження хвильового опору літака за рахунок «відсмоктування» прикордонного шару з поверхні фюзеляжу та його попадання на вхід у двигун [15], що призводить до суттєвої неоднорідності повного вхідного поля тиску [16]. Для розрахункової оцінки впливу вхідної неоднорідності на параметри двигуна задавалося кілька варіантів розподілу повного тиску, що відрізняються відносною площею, займаної зоною зниженого тиску \bar{F} від 0,25 до 0,5 (рисунок 3.1), при цьому значення коефіцієнта відновлення повного тиску обох зонах приймалися незмінними ($\sigma_{\text{вх підвищ}} = 0,97$; $\sigma_{\text{вх пониж}} = 0,8$). Значення параметра W цих

варіантів перебував у області, близька до граничним значенням ($W=9,6\dots 13,7\%$).

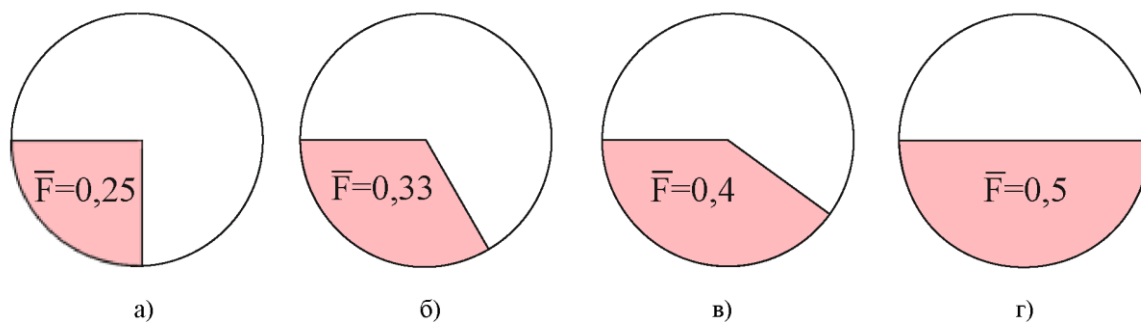


Рисунок 3.1 – Розподіл повних тисків на дозвуковому крейсерському режимі.

- область вищого повного тиску ($\sigma_{\text{вх підвищ}} = 0,97$).
- область нижчого повного тиску ($\sigma_{\text{вх пониж}} = 0,8$).

Результати проведеної розрахункової оцінки впливу відносної величини площі, займаної зоною зниженого тиску \bar{F} на середнє значення коефіцієнта відновлення повного тиску на вході $\sigma_{\text{вх ср}}$, показник нерівномірності W , зниження запасів ГДС компресорів $\Delta(\Delta K_{\text{у кнт}})$ і $\Delta(\Delta K_{\text{у квт}})$, зниження тяги ΔR та витрати повітря $\Delta G_{\text{п}}$, а також необхідне для компенсації втрати тяги підвищення температури газу перед турбіною $\Delta T_{\text{г}}^*$ представлені в таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 - Результати проведеної розрахункової оцінки впливу відносної величини площі

\bar{F}	$\sigma_{\text{вх ср}}$	$W, \%$	$\Delta(\Delta K_{\text{у кнт}}), \%$	$\Delta(\Delta K_{\text{у квт}}), \%$	$\Delta R, \%$	$\Delta G_{\text{п}}, \%$	$\Delta T_{\text{г}}^*, \text{K}$
0,25	0,928	13,7	-20,35	-4,9	-5,44	-4,54	26,8
0,33	0,914	12,5	-18,47	-4,09	-7,11	-5,78	35,2
0,4	0,902	11,3	-16,70	-3,5	-8,75	-7,02	60,0
0,5	0,885	9,6	-14,09	-2,9	-11,20	-8,78	75,8

З аналізу даних у таблиці 3.1 даних випливає:

- зі збільшенням відносної величини площі \bar{F} , що займає зона зниженого тиску, знижується середнє значення коефіцієнта відновлення

повного тиску на вході $\sigma_{\text{вх порівн}}$, що при постійних значеннях $\sigma_{\text{вх пониж}}$ і $\sigma_{\text{вх підвищ}}$ призводить до поступового зниження коефіцієнта, що характеризує нерівномірність вхідного поля тиску W , і, відповідно, зменшення величини зниження запасу ГДС КНТ $\Delta(\Delta K_{\text{у КНТ}})$, який першим сприймає вхідну неоднорідність;

- величини зниження запасу ГДС КВТ ($\Delta K_{\text{у КВТ}}$) значно нижчі (приблизно в 3,5 рази), ніж у КНТ, що пояснюється частковим вирівнюванням поля повного тиску в компресорі низького тиску і, відповідно, на вході в КВТ;

- величина падіння тяги двигуна через неоднорідність на вході ΔR зі зростанням величини \bar{F} постійно зростає, одночасно з цим зростає величина необхідного підвищення температури газу перед турбіною $\Delta T_{\text{г}}^*$ для компенсації падіння тяги;

- у міру збільшення \bar{F} величина зниження витрати повітря через двигун $\Delta G_{\text{п}}$, як основного фактора зниження тяги двигуна, зі зростанням величини \bar{F} постійно збільшується приблизно пропорційно зниженню середнього значення коефіцієнта відновлення повного тиску на вході $\sigma_{\text{вх ср}}$, при цьому зниження тяги двигуна ΔR відбувається кілька (на $\sim 4 \dots 5\%$) інтенсивніше.

На другому етапі для оцінки впливу відхилення значення повного тиску в області зниженого тиску при постійному значенні $\sigma_{\text{вх підвищення}} = 0,97$ на цьому ж режимі польоту ($M = 0,8$ $H = 11$ км) були проведені параметричні розрахунки при різних значеннях $\sigma_{\text{вх пониж}}$ в діапазоні від 0,785 до 0,885 при постійному відносному значенні площі, яку займає зона зниженого тиску $\bar{F} = 0,33$. У цьому значення коефіцієнта W перебував у діапазоні від 5,9 % до 13,6%. Отримані результати наведено в табл. 3.2.

Порівняння даних таблиць 3.1 і 3.2 показує, що, незважаючи на різні значення коефіцієнтів відновлення повного тиску в повітрозабірнику $\sigma_{\text{вх підвищ}}$ і $\sigma_{\text{вх пониж}}$, а також відносної величини площі, займаної зоною зниженого тиску \bar{F} при близьких значеннях показника нерівномірності W

величини падіння запасу ГДС КНТ $\Delta(\Delta K_{у \text{ кнт}})$ і КВТ $\Delta(\Delta K_{у \text{ квт}})$ виходять також близькими.

Таблиця 3.2 - Параметричні розрахунки при постійному відносному значенні площі

$\sigma_{\text{вх пониж}}$	$\sigma_{\text{вх ср}}$	W, %	$\Delta(\Delta K_{\text{у кнт}}), \%$	$\Delta(\Delta K_{\text{у квт}}), \%$	$\Delta R, \%$
0,785	0,908	13,6	-20,11	-4,51	-7,55
0,801	0,914	12,5	-18,47	-4,09	-7,11
0,814	0,919	11,4	-16,82	-3,62	-6,65
0,828	0,923	10,3	-15,19	-3,23	-6,14
0,842	0,928	9,2	-13,55	-2,81	-5,62
0,857	0,933	8,1	-12,01	-2,42	-5,08
0,871	0,937	7,0	-10,45	-2,05	-4,51
0,885	0,942	5,9	-8,85	-1,73	-3,92

Для додаткової перевірки цього висновку проведено спеціальне розрахункове дослідження, в якому були розглянуті різні поєднання параметрів \bar{F} і $\sigma_{\text{вх пониж}}$, що забезпечують умовно прийняте постійним значення $W = 8\%$. Результати розрахункових оцінок падіння запасу ГДС $\Delta(\Delta K_{\text{у кнт}})$ та $\Delta(\Delta K_{\text{у квт}})$ представлені в таблиці 3.3.

Таблиця 3.3- Результати розрахункових оцінок запасу газодинамічної стійкості.

$\sigma_{\text{вх пониж}}$	\bar{F}	W, %	$\Delta(\Delta K_{\text{у кнт}}), \%$	$\Delta(\Delta K_{\text{у квт}}), \%$
0,868	0,25	8	-11,77	-2,4
0,863	0,3	8	-11,74	-2,36
0,856	0,35	8	-11,72	-2,35
0,847	0,4	8	-11,7	-2,34
0,838	0,45	8	-11,69	-2,32
0,829	0,5	8	-11,67	-2,29

Наведені в таблиці 3.3 дані підтверджують, що зміна запасів ГДС обох каскадів компресора за наявності вхідної нерівномірності поля тиску

визначається тільки значенням інтегрального коефіцієнта, що характеризує неоднорідність потоку W , і не залежать від розмірів зони зниженого тиску \bar{F} і значення $\sigma_{вх}$ нижчих; ця обставина, неодноразово підтверджена експериментально, побічно доводить правомірність прийнятого підходу до моделювання та, головним чином, правильність вибору граничних умов на виході з обох каскадів компресора.

Для вирішення задачі теоретичної побудови напірних кривих та характеристик компресора можна використовувати програму. Зовнішній вигляд програми інтерфейсу наведено на рисунку 3.2.

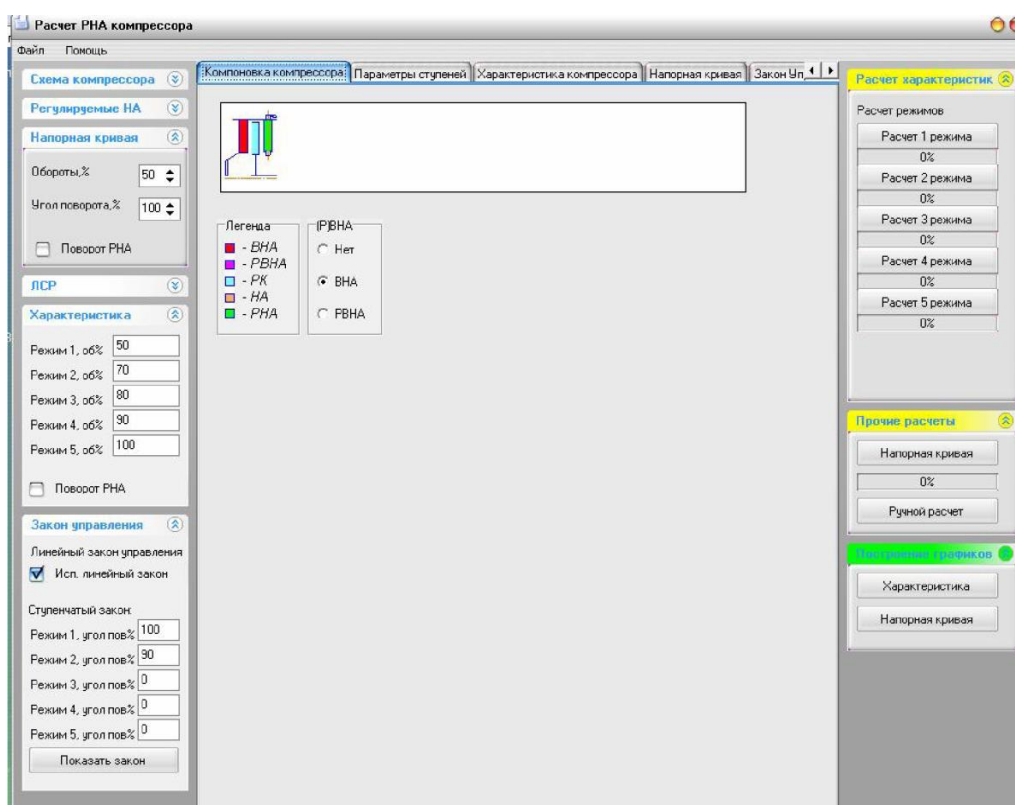


Рисунок 3.2. – Зовнішній вигляд програми

Насамперед результати порівнюються з експериментальними даними, і уточнюється положення лінії спільної роботи компресора (ЛСР). Для цього, за вихідними даними, розраховується характеристика при впливі нерівномірності потоку. Ці дані розраховуються і за результатами розрахунку визначаються нові координати ЛСР.

Як результат ми маємо характеристику компресора (напірні криві, межі помпажу, ЛСР), отриману за результатами теоретичного розрахунку без проведення серій дорогих експериментальних досліджень. Отримано такі важливі параметри для оцінки запасу газодинамічної стійкості ΔK_y в залежності від зміни параметрів.

На рисунку 3.3 показаний результат побудови границі помпажу (суцільна червона лінія - вихідне положення, пунктирна червона лінія - результат розрахунку).

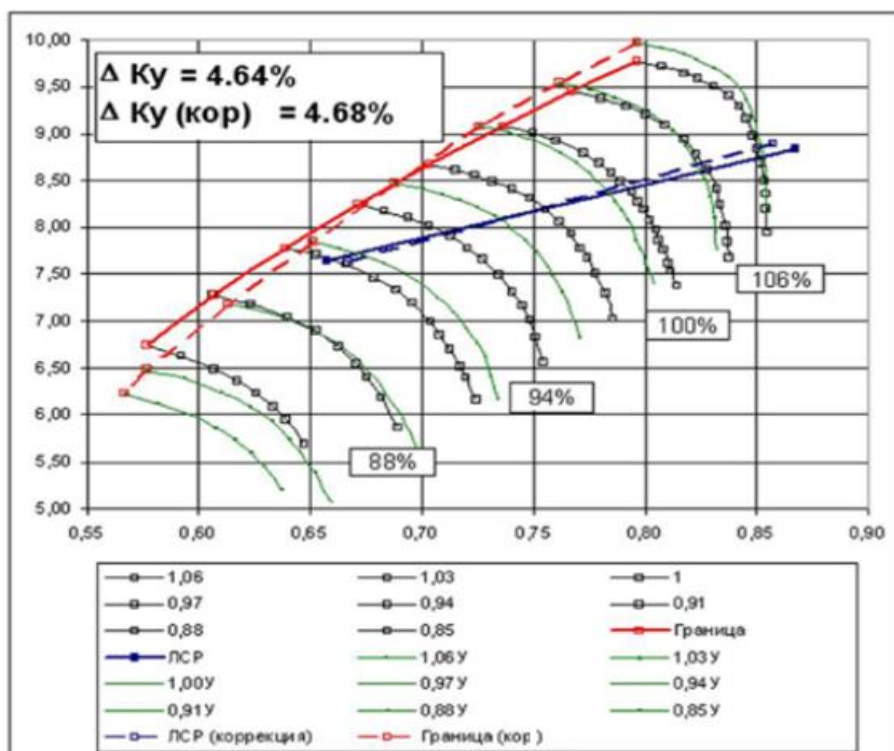


Рисунок 3.3. – Порівняння характеристики компресора заводу-виробника (суцільна червона лінія) та отриманих за допомогою програми (пунктирна червона лінія)

Висновки до розділу 3

Розроблена інженерна математична модель першого рівня авіаційного ГТД, заснована на методі паралельних компресорів, дозволяє оцінювати вплив неоднорідності повного тиску на вході в двигун на його параметри, насамперед тягово-економічні та витратні характеристики. Достовірність результатів розрахунків підтверджується їх порівнянням з результатами, отриманими за добре відпрацьованими спеціалізованими просторовими математичними моделями які, у свою чергу, були неодноразово ідентифіковані за даними численних експериментів.

Що стосується одержуваних результатів за величинами зниження запасу ГДС внаслідок неоднорідності потоку на вході, то вони цілком можуть бути використані для попередніх оцінок при виборі необхідного запасу ΔK_y , що забезпечує стійку роботу каскадів компресора і двигуна в цілому у всьому діапазоні його режимів роботи, в тому числі та при впливі різних експлуатаційних факторів. Природно, проведення остаточного перевірного розрахунку за допомогою спеціалізованих ММД вищого рівня може не тільки підтвердити отримані результати, а й скоротити їхню очікувану похибку по відношенню до реальних значень.

4 ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1 Загальні положення

Охорона праці – це комплекс заходів щодо санітарно-технічного, гігієнічного, пожежного нагляду, які спрямовані на врегулювання питань по безпеці життєдіяльності працівників, підприємств всіх галузей промисловості.

Основним регламентуючим документом по охороні праці є Конституція України і Кодекс Законів з Охорони Праці.

У цей час в авіаційній промисловості при виконанні ТО ПС, двигунів і систем літака в цілому, контроль за дотриманням умов безпеки життєдіяльності проводиться на підставі «Правил безпеки праці при технічному обслуговування і ремонті авіаційної техніки ДНАОП 5.1.30-1.06-98», які викладені в «Державному галузевому нормативному акті про охорону праці». Дія цих Правил поширюється на всі підприємства, об'єднання, організації й авіакомпанії незалежно від відомчої приналежності і форми власності.

Основні нормативи та положення з охорони праці у виробничій, науковій, дослідницькій сферах регламентуються та оговорюються «ЗАКОНОМ УКРАЇНИ ПРО ОХОРОНУ ПРАЦІ» від 14 жовтня 1992 року № 2694-ХІІ (ВВР 1992, № 49, ст. 668) із змінами і доповненнями, внесеними Законами України від 15 травня 1996 року № 196/96-ВР, котрий визначає основні положення щодо реалізації конституційного права громадян на охорону їх життя і здоров'я в процесі трудової діяльності, регулює за участю відповідних державних органів відносини між власником підприємства, установи і організації або уповноваженим ним органом (далі – власник) і працівником з питань безпеки, гігієни праці та виробничого середовища і встановлює єдиний порядок організації охорони праці в Україні.

4.2 Небезпечні та шкідливі фактори, що впливають на працівника під час технічного обслуговування повітряних суден

Заходи безпеки при ТО ПС регламентуються: державними та галузевими стандартами; системами стандартів безпеки праці; інструкціями по здійсненню польотів, ТО АТ; програмами та регламентами з ТО; технологією ремонту, посібниками і інструкціями з безпеки праці і т.д. Небезпечні і шкідливі виробничі чинники викладені в ГОСТ 12.0.003-74 ССБТ «Опасные и вредные производственные факторы».

Відповідно [63] до небезпечних та шкідливих факторів, що впливають на працівника під час ТО ПС, відносяться:

- різноманітне обладнання, драбини, різного виду механізми;
- будь-які рухомі частини літального апарату, двері, вхідні трапи, капоти, кришки люків, фіранки, панелі, закрилки, рулі, інтерцептори, дверцята шасі, виступаючі елементи обладнання, конструктивні елементи ПС;
- шум, вібрації, випромінювання бортових та аеродромних радіопередавачів в діапазонах надвисоких частот;
- роботи на висоті;
- підвищені або занижені температури;
- підвищена вологість одягу та взуття;
- підвищені напруги в електричних мережах;
- недостатнє освітлення робочих місць;
- хімічні речовини і спец рідини, які застосовуються при ТО, що проникають через органи дихання і попадають на слизові оболонки;
- фізичні перевантаження, які виникають під час ТО;
- динамічна дія гідравлічних та газодинамічних струменів паливно-

мастильних матеріалів (ПММ), спецрідин, газів;

- підвищена ковзкість (слизькість) внаслідок обледеніння, замащення, зволоження опорних поверхонь;
- підвищений рівень статичної електрики;
- падаючі інструменти, вироби при виконанні монтажних-демонтажних робіт;
- частини конструкцій; елементи зруйнованих агрегатів, працюючих під тиском;
- нервово-психічні перевантаження, що виникають під час ТО.

Відрізняють шкідливі виробничі фактори за природою дії: фізичні (виробничий шум, загальна та локальна вібрація, теплове випромінювання, ультразвук, електромагнітні поля та ін.), хімічні, біологічні, психофізіологічні. Параметри цих шкідливих виробничих факторів суворо регламентуються чинним санітарним законодавством.

Для кожного фактору встановлені граничнодопустимі рівні.

Контроль за їх параметрами покладений на санітарно-промислові лабораторії підприємств, а у випадку їх відсутності на даному підприємстві необхідно укладати договір щодо проведення вимірів з лабораторіями інших підприємств, санепідстанцій. Дані вимірів використовуються при комплексній оцінці умов праці на робочих місцях з оформленням атестаційних карт. З результатами проведеної атестації працівники повинні бути ознайомлені під підпис.

4.3 Технічні і організаційні заходи для зменшення рівня впливу небезпечних та шкідливих виробничих чинників під час технічного обслуговування повітряних суден

Для усунення або зменшення впливу небезпечних та шкідливих

виробничих чинників відповідно з вимогами «Безпеки праці при ТО та ремонті літальних апаратів» згідно з ДСТУ EN ISO 7010:2019 розроблені наступні міри [64]:

- для зменшення рівня впливу небезпечних та шкідливих виробничих чинників, працівник, який виконує ТО ПС, зобов'язаний дотримуватись правил внутрішнього трудового розпорядку згідно затвердженого графіку робіт.

- перед початком роботи робітник зобов'язаний одягнути спецодяг та, в разі необхідності, отримати та підготувати для використання засоби індивідуального захисту, а також перевірити справність робочого інструменту, пристроїв та іншого обладнання яке буде використовуватись при ТО ПС.

- під час ТО високо розташованих частин ПС в усіх випадках повинні використовуватись тільки спеціально передбачені трапи та сходи. Роботи, які виконуються на висоті 1,3 метра та більше від поверхні ґрунту (перекриття), зі східців чи іншого обладнання, а також з елементів конструкції ПС на відстані не більше 2-х метрів від необгороджених перепадів та при виконанні робіт на спецустановках типу СПО-15М виконуються з застосуванням запобіжних поясів, карабіни та спеціальні троси яких закріплюються за стримувальні вузли.

- забороняється виконувати роботу на висоті під час грози, ожеледиці, при швидкості вітру 15 м/с та більше. Роботи по переміщенні вертикальних панелей слід зупинити при швидкості вітру 10 м/с та більше.

- необхідно користуватись тільки справними переносними електросвітильниками з захисною решіткою та максимальною робочою напругою 24 В постійного струму або 12 В змінного струму.

- для захисту від хімічних речовин та спецрідин, що використовуються при ТО, необхідно користуватися засобами індивідуального захисту: гумовими рукавичками, фартухами, нарукавниками, використовувати окуляри та

респіратори. Для захисту відкритої шкіри слід застосовувати захисні мазі.

- щоб уникнути під час ТО випадкового включення закрилків, рулів, елеронів та інших рухомих елементів ПС необхідно вимкнути електричний струм, стравити тиск у гідросистемі, встановити застережні вимпели на органи керування.

- щоб зменшити рівень впливу шуму, необхідно використовувати індивідуальні засоби захисту; стіни приміщення ділянки ремонту необхідно облицювати звукоізолюючим матеріалом.

- для запобігання ураження електричним струмом здійснюється застосування нульового проводу в системі електропроводки.

- недостатність природного освітлення компенсується штучним переносним або стаціонарним освітленням.

- після закінчення роботи прибрати використане обладнання; зняти, ретельно вимити (почистити) і здати на зберігання засоби індивідуального захисту, які використовувались при роботі; вжити гігієнічні заходи, вимити руки і обличчя теплою водою з милом, при наявності прийняти душ.

4.4 Забезпечення пожежної і вибухової безпеки при технічному обслуговуванні двигуна (ДСТУ 8828:2019, ДНАОП 63.23-1.06-98, ДСТУ EN 60079-0:2017, ГОСТ 12.1.018-93)

Згідно вимогам, запобігання пожежі забезпечується:

- максимальною механізацією технологічних процесів, пов'язаних з роботою з горючими речовинами;

- використанням вогнестійких матеріалів при виготовленні кабіни екіпажа і пасажирських салонів;

- продуванням відсіків повітрям, що забезпечує охолодження як двигуна, так і агрегатів, розташованих на ньому, а також видувши з відсіку

гондоли можливі пари палива, масла;

- використання електроустаткування відповідно до пожежних і вибухонебезпечних зон згідно “Правил пристроїв електроустаткування”;
- використання технологічних процесів і устаткування, що відповідає вимогам іскробезпеки;
- раціональним розташуванням на літаку трубопроводів і агрегатів;
- дотриманням встановлених правил пожежної безпеки.

Пожежний захист може забезпечуватися за допомогою:

- використанням засобів пожежогасінні і відповідних видів пожежної техніки;
- використанням автоматичних засобів пожежної сигналізації і пожежогасінні;
- наддування підкапотного простору інертними газами;
- використанням герметичного устаткування і тари.

Організаційно-технічні заходи повинні включати:

- організацію пожежної охорони (у встановленому порядку) відповідного виду (професійної, добровільної й т.п.) чисельності й технічній оснащеності;
- паспортизацію речовин, матеріалів, виробів, технологічних процесів й об'єктів у частині забезпечення пожежної безпеки;
- широке залучення громадськості до питань забезпечення пожежної безпеки;
- організацію навчання робітників, службовців, колгоспників, учнів і населення правилам пожежної безпеки;
- розробку й реалізацію норм і правил пожежної безпеки, інструкцій

про порядок роботи з пожежонебезпечними речовинами й матеріалами, про дотримання протипожежного режиму й про дії людей при виникненні пожежі;

- розробку заходів щодо дій адміністрації, робітників, службовців і населення на випадок виникнення пожежі й організації евакуації людей;

- виготовлення та застосування засобів наочної агітації по забезпеченню пожежної безпеки.

Організаційні заходи щодо забезпечення вибухонебезпечності містять у собі: розробку системи інструктивних матеріалів наочної агітації, регламентів і норм ведення технологічних процесів, правил обігу з вибухонебезпечними речовинами і матеріалами; організацію навчання, інструктажу і допуску до роботи обслуговуючого персоналу вибухонебезпечних виробничих процесів; здійснення контролю і нагляду за дотриманням норм технологічного режиму, правил і норм техніки безпеки, промисловій санітарії й пожежній безпеці й т.п. Встановлення у приміщеннях централізованої системи пожежогасіння та пожежних щитів.

З метою ефективної боротьби з пожежею існують наступні засоби пожежогасіння:

- повітряно-пінним стаціонарним вогнегасником ОВПС-250А;
- здвоєною балонною вуглекислотою батареєю з розтрубом 2БР-214;
- вогнегасниками хімічно-пінними ОП-5 і ОХП-10;
- вуглекислотними вогнегасниками ОУ-2 ОУ-5 ОУ-8;
- порошковими вогнегасниками ОП-1, ОП-5, ОП-10;
- пожежним гідрантом;
- шухлядою з піском і двома лопатами;
- азбестовими полотнинами і повстиною;

- пожежною сигналізацією ППШ-24;

Під час експлуатації необхідно стежити щоб:

- пінні й вуглекислотні вогнегасники були заправлені, придатні по терміну придатності і знаходилися в покладеному місці в достатній кількості.
- шухляда була наповнена сухим піском і укомплектована двома лопатами.
- азбестова полотнина і повстина знаходилися в кабіні спостереження, у спеціально відведеному місці.
- балонна вуглекислотна батарея і повітряно-пінний вогнегасник ОВПС-250А знаходилися в справному стані.

Пінні вогнегасники ОХП-10 і ОП-5 можна застосовувати для гасіння твердих речовин та легкозаймистих рідин з відкритою поверхнею. Піна електропровідна, тому цими вогнегасниками не можна гасити електрообладнання, що знаходиться під напругою. Вуглекислотні вогнегасники ОУ-2, ОУ-5 і ОУ-8 застосовують для гасіння невеликих пожеж, електрообладнання, що знаходиться під напругою. Ними не можна гасити спирт і ацетон, котрі розчиняють вуглекислоту, а також фотоплівку, целулоїд, котрі горять без доступу повітря. Порошкові вогнегасники ОП-1, ОП-5, ОП-10 застосовуються для гасіння магнію та його сплавів, лужних металів алюмінію, металоорганічних сполук, а також тоді коли не можна гасити пожеж водою, піною або вуглекислим газом.

4.5 Перевірочний розрахунок штучного освітлення офісного приміщення

Розрахунок виробничого освітлення в більшості випадків слід проводити по методу використання світлового потоку. По цьому методу світловий потік однієї лампи $F_{л}$ (у люмінах) визначається по формулі [63]:

$$n = \frac{E_n \cdot S \cdot k \cdot z}{F_l \cdot \eta}, \quad (4.1)$$

де \dot{A}_n – нормована освітленість для проєктованих ділянок, цехів, лабораторій;

S – площа приміщення, в якому проєктується виробниче освітлення, м²;

k – коефіцієнт запасу світлового потоку. Він приймається: для люмінесцентних ламп при малому виділенні пороши, диму, кіптява – 1,5, при середньому і великому виділенні відповідно – 1,8 і 2,0; для ламп розжарювання при малому виділенні пороши, диму, кіптява – 1,3, при середньому і великому відповідно – 1,5 і 1,7;

Z – поправочний коефіцієнт, що відображає відношення $E_{\text{ср}}/E_n$, приймається при найвигоднейшем розташуванні світильників, коли світловий потік використовується для освітлення робочої зони найраціональніше, рівним 1,1...1,2;

n – кількість ламп в приміщенні;

η – коефіцієнт використання світлового потоку від світильника, який показує, яка частина світлового потоку лампи F_l досягає освітлюваної поверхні, зокрема завдяки віддзеркаленню світлового потоку від стін, стелі і робочої поверхні.

Коефіцієнт η , залежний від показника геометричних розмірів приміщення φ і коефіцієнтів віддзеркалення стін ρ_c , стелі $\rho_{\text{ст}}$ і робочої поверхні ρ_p , обчислений для різних типів світильників і приводиться в таблицях.

Показник приміщення:

$$\varphi = \frac{A \cdot B}{h_p (A + B)}, \quad (4.2)$$

де A і B – довжина і ширина освітлюваного приміщення, м;

h_p – висота підвісу світильників над робочою поверхнею, м.

По обчисленому світловому потоку лампи $F_{\text{л}}$ визначають потужність однієї лампи і розташовують n ламп по приміщенню і світильникам.

Завдання: Розрахувати загальне освітлення ділянки зборки агрегатів системи кондиціонування літака, де норма освітленості при застосуванні люмінесцентних ламп складає 200 лк. Розміри приміщення $B = 12$ м, $A = 35$, $H = 3,5$ м. Передбачається використовувати світильники типа ШОД з лампами ЛД, висота підвісу над робочою поверхнею h_p , коефіцієнт запасу світлового потоку приймаємо рівним 1,5, як для приміщень з малим виділенням пороши, диму і кіптяви, тоді з урахуванням (4.2) отримуємо значення показника приміщення:

$$\varphi = \frac{35 \cdot 12}{3,0(35 + 12)} = \frac{420}{141} = 2,98$$

Прийнявши величини коефіцієнтів віддзеркалення стелі $\rho_{\text{ст}} = 0,3$, по таблицях знаходимо коефіцієнт використання світлового потоку світильника $\eta = 0,58$ Поправочний коефіцієнт Z приймаємо рівним 1,2.

Розрахунок може зводитися до визначення необхідного світлового потоку однієї лампи, якщо відома кількість світильників і ламп в них, або до визначення кількості світильників і ламп, якщо відомий тип і потужність ламп.

У нашому прикладі передбачається використовувати світильники ОДОР-4 з лампами ЛД 80×4 лм, тоді число ламп знайдемо згідно виразу (4.1):

$$n = \frac{200 \cdot 35 \cdot 12 \cdot 1,5 \cdot 1,2}{4070 \cdot 0,58} = 64,05$$

Число N складе:

$$N = \frac{64}{4} = 16$$

Світильники слід розташувати рівномірно в 4 ряди по 16 шт. в ряду.

4.6 Інструкція з безпеки праці при роботі з персональним комп'ютером

Розглянемо вимоги безпеки перед початком роботи

1. Перед початком роботи з ПК працівник зобов'язаний:

1.1. провітрити робоче приміщення;

1.2. перевірити:

- стійкість положення устаткування на робочому столі;
- відсутність видимих ушкоджень устаткування;
- справність і цілісність кабелів живлення, штепсельних з'єднань, захисного заземлення;

захисного заземлення;

- справність меблів;

1.3. відрегулювати:

- положення столу, стільця (крісла), клавіатури, екрана монітора;
- освітленість на робочому місці. При необхідності включити місцеве освітлення;

1.4. протерти поверхню екрана монітора, захисного фільтра (при його наявності) сухою м'якою серветкою;

1.5. переконатися у відсутності відображень на екрані монітора, зустрічного світлового потоку;

1.6. включити устаткування ПК в електричну мережу, дотримуючись наступної послідовності: стабілізатор напруги (якщо він використовується), блок безперебійного живлення, периферійні пристрої (принтер, монітор, сканер і інші пристрої), системний блок.

2. Забороняється приступати до роботи при:

- вираженому тремтінні зображення на моніторі;
- виявленні несправності устаткування;
- наявності ушкоджених кабелів, роз'ємів, штепсельних з'єднань; чи відсутності несправності захисного заземлення устаткування.

Розглянемо вимоги безпеки при виконанні роботи.

1. Під час роботи з ПК працівник зобов'язаний:

- дотримуватись вимог охорони праці, які встановлені дійсною Інструкцією;
- тримати в порядку і чистоті своє робоче місце;
- тримати відкритими вентиляційні отвори устаткування;
- дотримуватись оптимальної відстані між екраном монітора та очима.

2. Роботу за екраном монітора потрібно періодично переривати на регламентовані перерви, які встановлюються для забезпечення працездатності і збереження здоров'я, чи замінити іншою роботою з метою скорочення робочого навантаження за екраном.

3. Час регламентованих перерв протягом робочого дня (зміни) встановлюється в залежності від його (її) тривалості, виду і категорії трудової діяльності.

При 8-годинній робочій зміні в роботі з ПК регламентовані перерви:

- для I-ої категорії робіт через 2 години від початку робочої зміни і через 2 години після обідньої перерви тривалістю 15 хвилин кожний;
- для II-ої категорії робіт через 2 години від початку робочої зміни і

через

1,5 – 2 години після обідньої перерви тривалістю 15 хвилин кожний чи тривалістю 10 хвилин щогодини роботи;

– для III-ої категорії робіт через 1,5 – 2 години від початку робочої зміни і через 1,5 – 2 години після обідньої перерви тривалістю 20 хвилин кожний чи тривалістю 15 хвилин щогодини роботи.

При 12-годинній робочій зміні і роботі з ПК регламентовані перерви встановлюються в перші 8 годин роботи аналогічно перервам при 8-ми годинній робочій зміні, а протягом останніх 4 годин роботи, незалежно від категорії і виду робіт, щогодини тривалістю 15 хвилин.

4. При роботі з ПК у нічну зміну (з 22.00 до 6.00) незалежно від категорії і виду трудової діяльності сумарна тривалість регламентованих перерв збільшується на 60 хвилин.

5. Тривалість безупинної роботи з ПК без регламентованої перерви не повинна перевищувати 2 годин.

6. Під час регламентованих перерв для зниження нервово-емоційної напруги, стомлення зорового аналізатора, поліпшення функціонального стану нервової, серцево-судинної та дихальної систем, а також м'язів плечового пояса, рук, спини, шиї і ніг доцільно виконувати комплекси вправ.

Працівникам з високим рівнем напруженості праці під час регламентованих перерв і наприкінці робочого дня показане психологічне розвантаження в спеціально обладнаних кімнатах психологічного розвантаження.

7. З метою зменшення негативного впливу монотонності необхідно застосовувати чергування операцій.

8. При роботі з текстовою інформацією варто віддавати перевагу фізіологічно найбільш оптимальному режиму представлення чорних символів

на білому фоні.

9. Не слід залишати устаткування включеним без спостереження. При необхідності припинення на якийсь час роботи коректно закриваються всі активні задачі й устаткування виключається.

10. При роботі з ПК не дозволяється:

- при включеному живленні доторкатися до панелей з розніманнями устаткування, розніманням живильних і сполучних кабелів, екрану монітора;
- захищувати верхні панелі устаткування, робоче місце паперами, сторонніми предметами;
- робити переключення, відключення живлення під час виконання задачі;
- допускати потрапляння вологи на поверхню устаткування;
- включати сильно охолоджене (принесене з вулиці) устаткування;
- робити самостійний ремонт устаткування;
- витирати пил на включеному устаткуванні;
- допускати перебування поблизу устаткування сторонніх осіб.

Визначимо вимоги безпеки в аварійних ситуаціях.

1. В аварійних (екстремальних) ситуаціях необхідно:

1.1. при ушкодженні устаткування, кабелів, дротів, несправності заземлення, появі запаху гару, виникненні незвичного шуму й інших несправностях негайно відключити електроживлення і повідомити про те, що трапилося, безпосередньому керівнику або особі, що здійснює технічне обслуговування устаткування;

1.2. у випадку збою в роботі устаткування ПК чи програмного забезпечення викликати фахівця організації, що здійснює технічне

обслуговування даного устаткування, для усунення несправностей;

1.3. при загорянні електропроводки, устаткування або при подібних подіях відключити електроживлення і вжити заходи по гасінню пожежі за допомогою наявних первинних засобів пожежегасіння, повідомити про те, що сталося безпосередньо керівника. Застосування води і пінних вогнегасників для гасіння електроустаткування, що знаходиться під напругою, заборонено. Для цих цілей використовуються вуглекислотні вогнегасники;

1.4. у випадку раптового погіршення здоров'я (посилення серцебиття, появи головного болю й таке інше) припинити роботу, виключити устаткування, сповістити про це керівника і при необхідності звернутися до лікаря.

2. При нещасному випадку на виробництві необхідно: швидко вжити заходи по: запобіганню впливу на потерпілого факторів, що травмують, надати потерпілому першу допомогу, викликати на місце події медичних працівників, доставці потерпілого в медичний заклад; повідомити про цю подію керівнику.

Вимоги безпеки по закінченню роботи є наступними.

По закінченні роботи працівник зобов'язаний:

- коректно закрити всі активні задачі;
- при наявності дискети в дисководу витягти її;
- виключити живлення системного блоку;
- виключити живлення всіх периферійних пристроїв;
- відключити блок безперебійного живлення;
- відключити стабілізатор напруги (якщо він використовується);
- відключити живильний кабель від мережі;
- навести порядок на робочому місці;

- про несправності устаткування й інших зауважень по роботі з ПК повідомити безпосередньо особу, яка здійснює ТО устаткування;

Проаналізуємо час регламентованих перерв.

Установлено наступні види трудової діяльності:

- група А – робота по зчитуванню інформації з екрана ПК із попереднім запитом;
- група Б – робота по введенню інформації;
- група В – творча робота в режимі діалогу з ПК.

При виконанні протягом робочого дня робіт, що відносяться до різних груп, за основну роботу з ПК варто приймати таку, яка займає не менш 50 % часу протягом робочого дня (зміни) (таблиця 4.1).

Таблиця 4.1 – Час регламентованих перерв

Категорія робіт з ПК	Рівень навантаження за робочу зміну при видах робіт з ПК			Сумарний час регламентованих перерв, хвилини	
	група А, кількість знаків	група Б, кількість знаків	група В, годин	при 8-годинній зміні	при 12-годинній зміні
I	До 20000	До 15000	До 2,0	30	70
II	До 40000	До 30000	До 4,0	50	90
III	До 60000	До 40000	До 6,0	70	120

Висновки до розділу 4

Як було вище зазначено при роботі в приміщенні, на здоров'я працівників впливають небезпечні шкідливі фактори, які зазначені в ДНАОП 5.1.30-1.06-98.

У пункті 4.2 висвітлені заходи що дозволять попередити професійні захворювань, при їх чіткому виконанні.

Одним з головних факторів, що впливає на здоров'я працівників та продуктивність праці є освітлення. Для розрахунку взято приміщення, в якому знаходяться комп'ютерна база, висотою 3.5 м, шириною 12 м, довжиною 35 м. За результатами розрахунків, для освітлення даного складального цеху, необхідно застосувати лампи ЛД-80 зі світильниками ОДОР-4.

Значну роль в охороні праці відіграє пожежна і вибухова безпека. Вся робота пожежної та вибухової безпеки підприємств виконуються відповідно до постанов з пожежної охорони підприємств, організацій та установ ЦА, та передбачає попередження умов утворення пожежовибухонебезпечних ситуацій.

Основні вимоги при роботі за персональним комп'ютером» (підрозділ 4.6), з якою повинен бути ознайомлений персонал підприємства.

5 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

5.1 Загальні положення

Для подання інформації щодо наслідків реалізації передбачених планами дій держав заходів щодо пом'якшення негативних наслідків від експлуатації АТ ЦА важливо, щоб держави представляли свої плани дій із зазначенням кількісно виражених очікуваних результатів, що стосуються наприклад, емісії CO₂. Для того, щоб у всіх держав була можливість кількісно визначити результати своїх пропонованих заходів, Секретаріат, за сприяння спеціальної групи Комітету ІСАО з охорони навколишнього середовища від впливу авіації (САЕР), завершив комплексний перегляд документу [65].

До оновленого інструктивного матеріалу включені практичні правила, які можуть бути використані для проведення оцінки вигоди, забезпечуваних кожним елементом комплексу заходів. Інструментальні програмні засоби, що отримали назву "Інструментарій для визначення екологічних вигод", дозволили автоматизувати процес кількісної оцінки елементів емісії, передбачених у [65].

Цей інструментарій доповнює раніше розроблені засоби, такі як обчислювач об'єму емісії вуглецю ІСАО та інструмент ІСАО для оцінки економії палива. У комплексі, переглянуті документ [65] ставлять собі за мету забезпечити можливість подання усіма державами планів дій із зазначенням результатів, виражених у кількісній формі. Після наради САЕР розпочнеться реалізація ініціативи "Зроби свій аеропорт екологічним", яка передбачає створення збірки електронних документів, включаючи документи про передові практики, покликані задовольнити зростаючі потреби держав у готовій до використання інформації для надання сприяння плануванню і реалізації інфраструктурних проектів аеропортів з метою отримання екологічних вигід. Терміни підготовки цієї збірки електронних документів мають критично важливе значення, оскільки державні витрати на створення аеропортової інфраструктури вже мають місце. Результатом цієї діяльності стане видання

серії коротких публікацій, доступ до яких забезпечується з екологічного веб-сайту ICAO. В рамках кожної публікації основна увага буде приділятися конкретному аспекту екологічного планування в аеропортах; мета буде також полягати в обміні використовуваної в аеропортах світу передової практики. Велику користь в реалізації цієї, очолюваної Секретаріатом ініціативи, можуть надати зауваження експертів CAEP [66].

На 38-й сесії Асамблеї ICAO було погоджено питання про розробку глобальної системи ринкових заходів (RM) для міжнародної авіації, і в зв'язку з цим в даний час держави-члени, авіаційна галузь та інші зацікавлені сторони роблять значні зусилля з метою розробки рекомендацій щодо глобальної системи ринкових заходів, яку можна було б впровадити з 2020 року після прийняття рішення 39-ю сесією Асамблеї ICAO в 2016 році [66].

В даний час Консультативна група Ради ICAO з питань охорони навколишнього середовища (EAG), технічну підтримку якої надає CAEP, приступила до обговорення простої базової пропозиції щодо глобальної системи RM з метою ініціювати обговорення та проведення аналізу переваг та недоліків складових елементів.

Станом на січень 2016 року EAG провела 15 засідань, а CAEP надає їй підтримку в розгляд деяких складових елементів глобальної системи RM, таких як моніторинг, звітність та верифікація, критерії одиниць емісії і кадастри, а також при виконанні аналітичних робіт, пов'язаних з пропонованими елементами глобальних RM [66]. Для забезпечення повномасштабного участі держав та інших зацікавлених сторін і отримання максимально можливого обсягу інформації в квітні 2015 року ICAO провела першу серію з п'яти регіональних семінарів в рамках програми "Глобальні діалоги в сфері авіації (GLAD)" з питань RM. Матеріали, які називали себе в рамках GLAD, розміщені на веб-сайті ICAO [66].

Відповідно до рішень останньої 206-й сесії Ради, що проходила в листопаді 2015 року, в період з 20 березня по 8 квітня 2016 року, була

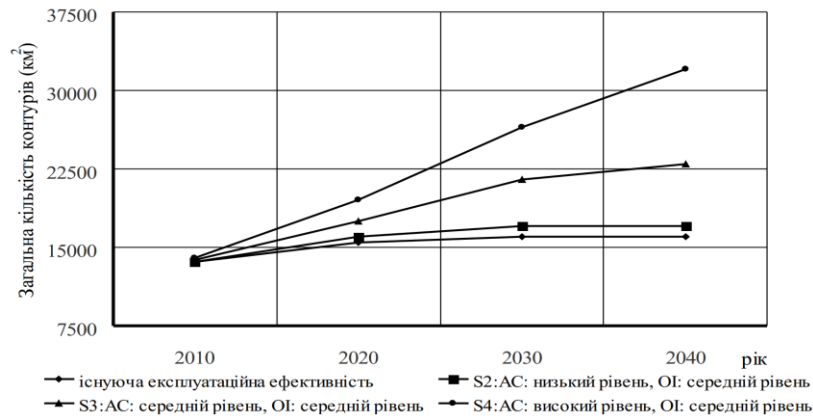
проведена друга серія регіональних GLAD з п'яти семінарів, після якої з 11 по 13 травня 2016 року в Монреалі було проведено нараду високого рівня з глобальної системи РМ з метою досягнення подальшого прогресу в підготовці рекомендації щодо глобальної системи РМ. Нагадавши про успіх першої серії GLAD, обумовленому участю експертів CAEP, які виконували функції координаторів дискусійних груп GLAD, секретар висловив думку про те, що експерти CAEP зіграли важливу роль в ході другої сесії GLAD [66].

На 15-му засіданні в січні 2016 року EAG провела перший розгляд проекту пропозиції щодо глобальної системи РМ; була створена Група високого рівня для подальшого розгляду проекту цієї пропозиції в ході її засідання, яке було в період з 24 по 25 лютого 2016 року.

5.1.1 Тенденції впливу авіаційного шуму

Авіаційний шум моделювався на період 2010-2040 рр. з використанням чотирьох сценаріїв, зазначених в додатку А [66].

На рисунку 5.1 представлені результати дослідження по загальній глобальній площі контурів з рівнем шуму вище DNL 55 по всім 4 сценаріями на 2010, 2020 році та, 2030 і 2040 рр. [66]. Ці результати включають шум в 321 аеропорту світу, що виконують як міжнародні, так і внутрішні рейси. У базовому 2010 році площа становила 13 975 км². У 2040 року загальна глобальна площа контурів складе від 16189 км² для сценарію 4, приблизно до 22449 км² для сценарію 2.



S: сценарій; AC: авіаційні технології; OI: експлуатаційні удосконалення

Рисунок 5.1 - Глобальна площа контурів з рівнем авіаційного шуму вище DNL 55

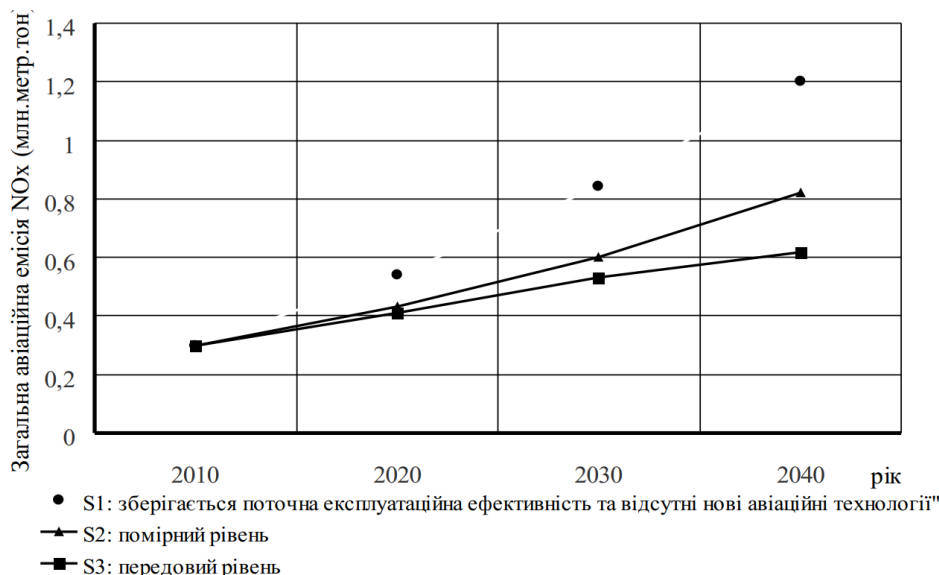
Як видно з рисунка 5.1, відповідно до сценарію значних технічних удосконалень і помірних експлуатаційних удосконалень «середні пікові рівні звуку в денний/нічний час» для площі контурів можуть бути досягнуті в 2030 році, а це значить, що в подальшому прогнозоване збільшення кількості польотів ПС більше не буде приводити до збільшення площі контуру шуму.

Загальні вимоги щодо виникаючого авіаційного шуму викладено у документі ICAO SARP's [67].

5.1.2 Тенденції впливу емісії авіаційних двигунів

Авіаційна емісія NO_x і емісія твердих частинок (ТЧ) на висотах нижче 3000 футів над рівнем землі моделювалися на період 2010-2040 рр. з використанням сценаріїв, описаних у додатку А [65]. На рисунку 5.2 показана глобальна авіаційна емісія NO_x як для внутрішніх, так і для міжнародних польотів на висотах нижче 3000 футів над рівнем землі. У базовому 2010 році значення становило 0,30 млн т NO_x . У 2040 р. цей показник коливається між від 0,65 млн. т NO_x в сценарії 3 до 0,86 млн. т NO_x в сценарії 2. На рисунку 5.3 показана глобальна авіаційна емісія ТЧ як для внутрішніх, так і для

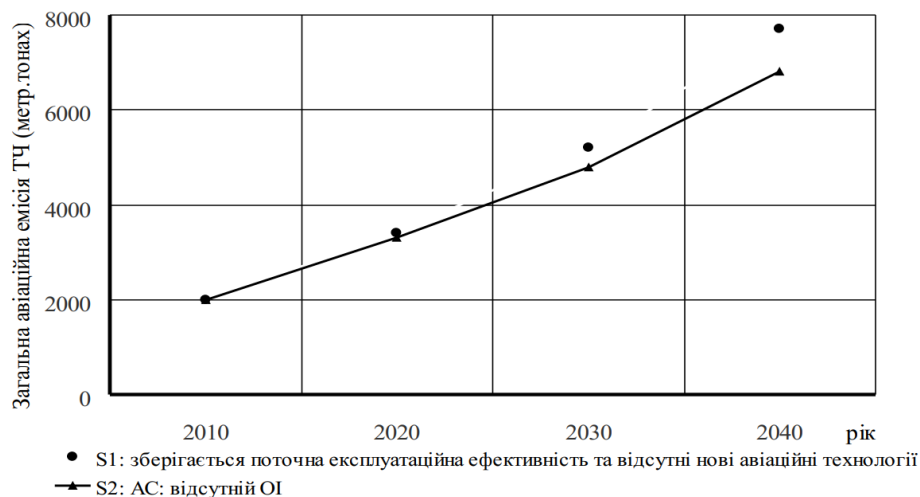
міжнародних польотів на висотах нижче 3000 футів над рівнем землі. У базовому 2010 році значення становило 2239 метричних тон ТЧ. 2040 року глобальна авіаційна емісія ТЧ на висотах нижче 3000 футів над рівнем землі становитиме 6709 метричних тон ТЧ в сценарії 2. Важливо відзначити, що емісія NO_x представлена в мегатонах, т. е. мільйонах метричних тон.



S: сценарій; AC: авіаційні технології; OI: експлуатаційні удосконалення

Рисунок 5.2 - Загальна глобальна авіаційна емісія NO_x на висотах нижче 3000 футів над рівнем землі

Емісія ТЧ представлена в тонах, що менше одиниць маси, які використовуються для емісії NO_x , в 1 000 000 разів.



S: сценарій; АС: авіаційні технології; ОІ: експлуатаційні удосконалення

Рисунок 5.3 - Загальна глобальна авіаційна емісія ТЧ на висотах нижче
3000 футів над рівнем землі

Загальні вимоги щодо шкідливих викидів (емісії) під час експлуатації авіаційних двигунів (АД) наведено у документі ICAO SARPs [68].

5.2 Аналіз впливу авіаційного транспорту на забруднення атмосфери

Досить очевидно, що з розвитком науково-технічного прогресу, ЦА та авіаційно-транспортна система є не останньою ланкою, яка становить реальну загрозу для атмосфери з позиції забруднення викидними газами [68-71].

З вирішенням проблем екологічної безпеки в Україні нерозривно пов'язані питання оцінки і зменшення несприятливого впливу об'єктів ЦА на стан атмосферного повітря. У зв'язку з цим виникає необхідність вирішення актуальних екологічних проблем усім спектром транспортної, виробничої, інтелектуальної і соціальної діяльності за рахунок державної та галузевої систем екологічного управління [69].

Подальший аналіз роботи [69] показує, що під час експлуатації АТ відбувається забруднення ґрунтів, водних об'єктів та атмосферного повітря. Специфіка впливу повітряного транспорту на довкілля виявлена в значній шумовій дії та значних викидах різноманітних забруднюючих речовин (ЗР). Викиди з АД та стаціонарних джерел становлять важливий аспект впливу повітряного транспорту на екологічну ситуацію. Крім того, авіація має ряд відмінностей порівняно з іншими видами транспорту: використання здебільшого ГТД зумовлює інший характер протікання процесів і структуру викидів відпрацьованих газів; використання гасу як палива призводить до зміни компонентів ЗР; польоти літаків на великій висоті зумовлюють розсіювання продуктів згоряння у верхніх шарах атмосфери і на великих територіях, що знижує ступінь їх впливу на живі організми.

Встановлено, що ПС забруднюють приземні шари атмосфери відпрацьованими газами АД поблизу аеропортів і верхні шари атмосфери на висотах крейсерського польоту. Гази становлять 87 % всіх викидів ЦА, які містять також атмосферні викиди спецавтотранспорту та стаціонарних джерел [69].

Як відомо, впродовж останніх років відбувається значне навантаження на навколишнє середовище, що супроводжується збільшенням авіап перевезень на 4-5 %. Цей процес є незворотнім і відбувається як на глобальному, так і на локальному рівні. Дослідження чинників, які визначають рівень екологічної безпеки в околицях аеропортів, показали, що авіаційний шум та емісія ЗР АД, електромагнітні випромінювання здійснюють найбільший вплив на якість довкілля.

Відомим є і те, що стратосферний озон є природним фільтром, який поглинає ультрафіолетове випромінювання сонця. У результаті людської діяльності в атмосферу потрапляють деякі сполуки, що руйнують рівновагу між процесами створення і руйнування озону. Найбільш важливим із цих сполук є хлорфторвуглеводні (фреони), галогени, тетрахлоретан і метил хлороформ. Усі вони залишаються хімічно інертними в нижніх шарах атмосфери і переміщуються в стратосфері. Вплив на них ультрафіолетових променів звільняє хлор і бром, які діють в якості каталізатора процесу руйнування озону.

Відомо, що сучасний аеропорт першого класу викидає в атмосферу щорічно декілька десятків тон NO_x . Розрахунок NO_x , які викидаються АД під час польоту ПС по трасам, становить значну складність, однак відомо, що індекс емісії NO_x двигунів, що експлуатуються, складає від 10 до 40 на злітному режимі і від 5 до 20 на крейсерському режимі (в грамах NO_x на кілограм палива). Таким чином, сумарний щорічний викид NO_x в атмосферу Землі ПС складає сотні тисяч тон, що не дає підстав нехтувати впливом даних викидів на вміст озону [69, 71].

Під час визначення загальної кількості ЗР авіаційним спеціалістам доводиться сумувати оксиди азоту з вуглеводнями, оксидами сірки, оксидом вуглецю і навіть з ТЧ сажі. З'ясовано, що актуальними є методи підвищення екологічних властивостей авіаційного палива за рахунок підвищення його якості. Підвищити екологічні показники палива можна за рахунок зменшення

вмісту в ньому сірки, ароматичних вуглеводнів (особливо бензолу), фактичних смол, олефінів та свинцю. А також шляхом додавання відповідних присадок, наприклад, іонол (у вітчизняному асортименті - Агідол-1). Провівши ряд дослідів, автори прийшли до висновку, що перехід України на паливо марки Jet A, пов'язаний з раціональним використанням нафтопродукту, не змінить екологічні показники палива, якщо не будуть проведені зміни в КЗ [69].

Особливості впливу ПС на довкілля пов'язані, по-перше, з тим, що сучасний парк ПС має ГТД. По-друге, ГТД працюють на авіапаливі, хімічний склад якого дещо відрізняється від автомобільного бензину та дизельного палива кращою якістю з меншим вмістом сірки та механічних домішок. По-третє, головна маса відпрацьованих газів викидається ПС безпосередньо у повітряному просторі на відносно великій висоті, при високій швидкості та турбулентному потоці, і лише невелика частка - у безпосередній близькості від аеропортів та населених пунктів. Загальний викид токсичних речовин ПС може бути приблизно оцінений об'ємом споживаного авіацією палива, котрий складає близько 4 % від загальних витрат палива усіма видами транспорту. Таким чином, частка забруднень авіатранспортом поза зоною аеропорту відносно невелика, але уточнені дані відсутні [69].

Як відомо, основними компонентами, які забруднюють довкілля, є: окис вуглецю, неспалені вуглеводні, окиси азоту та сажа. На режимах малого газу та під час руху по рулівним доріжкам, під час заходу на посадку у відпрацьованих газах суттєво збільшується вміст окису вуглецю і вуглеводів, але при цьому зменшується кількість окису азоту.

В режимі сталого польоту, коли двигуни працюють без перевантаження на 35-50 % своєї потужності з оптимальними параметрами, вміст окису вуглецю та вуглеводів зменшується, але збільшуються викиди окисів азоту. Найбільші викиди сажі та димлення відбувається при зльоті та наборі висоти, коли двигуни працюють з перевантаженням в 1,1-1,2 рази відносно своєї номінальної потужності і, як правило, на збагаченій паливній суміші.

Також, за даними джерел ІСАО найбільше забруднення довкілля відбувається в зоні аеропортів під час посадки і зльоту літаків, а також під час прогрівання їх двигунів. Підраховано, що при 300 зльотах і посадках трансконтинентальних авіалайнерів за добу в атмосферу поступає 3,7 т оксиду вуглецю, 2 т вуглеводневих з'єднань і 1,7 т оксидів азоту. При цьому ЗР поступають в атмосферу не рівномірно, а залежно від графіка роботи аеропорту. Під час роботи двигунів на зльоті і посадці в довкілля поступає найбільша кількість оксиду вуглецю і вуглеводневих з'єднань, а в процесі польоту - максимальна кількість оксидів азоту. Але самим небезпечним визнано те, що під час польоту в нижніх шарах стратосфери двигуни надзвукових літаків виділяють оксиди азоту, що призводять до окислення озону, який грає роль щита проти негативної дії ультрафіолетових сонячних променів.

У роботі [70] досконало описано процес емісії АД - викидів в атмосферне повітря відпрацьованих газів соплами і вихлопними патрубками АД. Повністю описано склад відпрацьованих газів (інгредієнтів), які забруднюють атмосферу. Встановлено, що найбільш тривалим і небезпечним з екологічної точки зору є режим малого газу (відносна тяга складає 3...9 % від її максимального значення). Такі мінімальні значення відносної тяги двигуна мають місце при рулінні перед зльотом і після посадки, а також під час прогрівання двигуна після запуску.

Експериментально доказано, що забруднення в зоні аеропорту є більш шкідливим (на маршруті значення відносної тяги лежить в межах 0,6-0,8). Крім того, локальне забруднення приземного шару повітря в зоні аеропорту, де працює багато людей, є більш концентрованим і стійким, ніж загальне забруднення верхніх шарів тропосфери на маршруті польоту. Аналіз цих даних дозволяє стверджувати, що викид ЗР (тобто, емісія авіадвигуна) залежить від режиму його роботи і тривалості роботи на цьому режимі.

Слід зазначати, дослідниками також, було встановлено, що забруднення атмосфери можна достовірно оцінювати на підставі характеристики атмосферних опадів. Застосувавши регресійний аналіз експериментальних даних дослідження вмісту важких металів у пробах снігу, відібраних у зоні аеропорту, було одержано результати, які показали, що концентрація важких металів у пробах снігу в зоні аеропорту суттєво підвищується з наближенням до аеропорту, причому значно більшим є забруднення старого снігу.

Аналіз літературних джерел, присвячений забрудненню довкілля транспортом ЦА свідчить про недостатнє висвітлення цієї проблеми в науковій літературі. Тому актуальність зумовлена відсутністю достатньої кількості даних щодо впливу авіаційних транспортних процесів на стан атмосферного повітря.

Проблема забруднення атмосфери авіаційним транспортом не вичерпується лише вивченням і оцінкою впливу газових і аерозольних продуктів згоряння АД на озоновий шар. Існує кілька аспектів прояву наслідків такого забруднення:

- фотохімічний: виражений у зміні співвідношення між концентраціями малих, але важливих складових атмосферного повітря внаслідок протікання фотохімічних реакцій. Тобто ріст одних атмосферних газів (а також аерозолів) супроводжується зменшенням інших газових компонентів повітря;

- радіаційний: коливання в складі парникових газів (вуглекислого газу CO_2 , водяної пари H_2O , озону O_3 , метану CH_4 і ін.), аерозолів і особливо утворення перистих хмар ведуть до зміни теплового і радіаційного балансів системи Земля- атмосфера, а отже, і до зміни температури повітря в атмосфері та і на земній поверхні;

- біологічний: виражений впливом потоку біологічно активного ультрафіолетового випромінювання на рівні поверхні Землі, інтенсивність якого залежить від товщини озонового шару. Як відомо, ультрафіолетове

випромінювання є небезпечним для здоров'я людей, тварин та знижує продуктивність деяких видів рослин.

Таким чином, фактом залишається те, що викиди АД впливають на життєво важливі елементи екосистеми: якість повітря, його температуру, атмосферну циркуляцію і клімат, потік ультрафіолетової радіації.

Газотурбінні двигуни, що переважно застосовуються на сучасному повітряному транспорті, є вагомими споживачами вуглеводневих палив і атмосферного кисню, одночасно являються джерелами забруднення атмосфери відпрацьованими газами. В суміші продуктів згоряння палива з надлишком повітря міститься ряд ЗР, що регламентуються санітарно-гігієнічними нормами і вимогами SARP's XCAO.

Останнім часом на практиці для зменшення ЗР в атмосферу широко застосовується метод скорочення кількості працюючих АД під час руління ПС в зоні аеропорту.

Збільшення вмісту вуглеводнів у паливі, як правило, супроводжується збільшенням його в'язкості, щільності, поверхневого натягу, що погіршують розпил і випаровування палив. Отже, на двигунах повинно спостерігатись взаємно протилежний вплив палив на емісію NOx на режимах малого газу і максимальному режимі. Паралельно з вивченням природи шкідливих викидів і механізму їх впливу на навколишнє середовище є доцільним продовжувати розробку нових КЗ і нових концепцій двигунів. Конструкційні зміни в КЗ повинні бути направлені на підвищення повноти згоряння палива. Під час проектування АД брати за основу такі сучасні КЗ, як: гомогенні, із змінною геометрією, гібридні, струменеве-стабілізаторного типу, каталітичні.

Закономірність утворення NOx в КЗ ГТД визначає два основних шляхи зниження емісії указаних оксидів: зниження температури в першій зоні КЗ; зменшення часу перебування газів в зоні високих температур.

Зважаючи на складність запропонованих вище методів, розглянемо дещо простіші заходи покращення показників, які впливають на забруднення атмосфери продуктами емісії АД.

Відомо, що збільшення злітної ваги сучасного реактивного лайнера на 3-4 % приводить до збільшення витрат палива на 150-200 кг на час польоту, а отже, збільшення емісії CO₂ в атмосферу на 470-630 кг. Логічно можна запропонувати такі приклади економії палива:

- зниження злітної ваги за рахунок залишення на землі одного з трьох баків з водою літака Boeing - 747-200 (у випадку, якщо він не є необхідним в даному конкретному рейсі) дозволить зекономити 380 т палива в рік, а отже знизити емісію CO₂ в атмосферу на 1200 т;

- економія 52 т палива і зниження емісії газу на 165 т за рахунок заміни металічного баку для води пластмасовим;

- зменшення опору ПС, викликаного забрудненням поверхні брудом на 1 % зменшить витрату палива на 15000 галонів в рік для типу Boeing - 737, або на 100000 галонів для типу Boeing - 757;

- зменшення забруднення двигуна призведе до збільшення коефіцієнту питомої витрати пального (SFC). Як відомо, періодичне промивання дозволяє покращити SFC на 1,5 % і знизити CO₂ з 290 до 190 т на рік.

Варто також звернути увагу на можливість упровадження та використання на авіаційному транспорті альтернативних палив. Так, відомо, що одним із «чистих» палив є водень, і так звані криогенні палива. Незважаючи на недоліки водню як транспортного палива, пов'язані з його низькою щільністю та низькою температурою кипіння (20 К), він вважається більш перспективним для повітряного транспорту, ніж для інших видів. При цьому, чим більша швидкість та маса літака, тим доцільніше використання двигунів, які працюють на водні.

На сьогодні у якості інноваційних розробок пропонується впроваджувати для живлення тягових електродвигунів сонячні батареї, розміщені на поверхні крил та фюзеляжі. Теоретично, такий літак може знаходитися в повітрі стільки, скільки сонячні промені його освітлюють. У цьому випадку зліт літака здійснюється за рахунок накопиченої енергії, а підтримання в польоті відбувається за рахунок енергії, яка надходить від сонячного випромінювання. І хоча фахівці авіаційної галузі скептично і з недовірою відносяться до встановлення таких силових агрегатів на літаки цивільної та воєнної авіації, на мою власну думку, ця ідея заслуговує на життя та проведення натурних експериментів з макетними літаками.

Висновки до розділу 5

Проаналізовано проблему забруднення атмосфери АД, у результаті чого:

- визначено глобальний та локальний характер проблеми (глобальний - пов'язаний із зміною хімічного складу атмосферного повітря, локальний - із високим рівнем шумового забруднення);
- узагальнено шляхи вирішення даної проблеми.

Встановлено, що вирішення проблеми забруднення атмосфери авіаційним транспортом повинно бути комплексним. Проаналізовані напрямки зменшення забруднення атмосфери літаками вирішували тільки якусь конкретну задачу та не забезпечували зменшення шкідливого впливу усіх чинників.

Як результат, пропонується комплексно і одночасно вирішувати розглянуту проблему у таких чотирьох напрямках покращення екологічних показників емісії АД: хімічному, конструкційному, економічному та впровадження на авіаційному транспорті альтернативних видів енергії.

Хімічний напрямок базується на удосконаленні вуглеводневого складу палива та додаванні певних присадок і добавок.

Конструкційний - на удосконаленні процесу горіння палива в КЗ та удосконаленні самої КЗ.

Економічний - на зниженні витрат палива за рахунок зменшення злітної ваги, опору літака, підвищення чистоти двигуна, зниженого ешелонування, а також ефективного пілотуванні ПС в зоні аеропорту.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

В результаті виконання кваліфікаційної роботи проаналізовано, розглянуто, визначено, запропоновано, сформовано, встановлено наступне:

1. Проведений аналіз вітчизняних і зарубіжних досліджень щодо стану проблеми визначення та оцінки величини фактичного запасу газодинамічної стійкості компресорів авіаційних ГТД..

2. Запропоновані методи розрахунку характеристик ступені змінених у процесі експлуатації та компресора в цілому по їх вихідних характеристиках.

3. Розроблена методика, що враховує вплив факторів нестационарності на зміну характеристик компресора.

4. Розроблений алгоритм перебудування характеристик каскадів компресорів ГТД.

5. Розроблений метод оцінки запасу газодинамічної стійкості компресорів авіаційних ГТД, який базується на математичній моделі та запропонованих методиках розрахунку змінених характеристик компресора.

6. Розроблена інженерна математична модель першого рівня авіаційного ГТД, заснована на методі паралельних компресорів, дозволяє оцінювати вплив неоднорідності повного тиску на вході в двигун на його параметри, насамперед тягово-економічні та витратні характеристики. Достовірність результатів розрахунків підтверджується їх порівнянням з результатами, отриманими за добре відпрацьованими спеціалізованими просторовими математичними моделями які, у свою чергу, були неодноразово ідентифіковані за даними численних експериментів.

7. Отримані результати величин зниження запасу ГДС внаслідок неоднорідності потоку на вході, що цілком можуть бути використані для попередніх оцінок при виборі необхідного запасу ΔK_y , що забезпечує стійку роботу каскадів компресора і двигуна в цілому у всьому діапазоні його режимів роботи, в тому числі та при впливі різних експлуатаційних факторів.

Також в рамках дипломної роботи було приділено увагу питанням охорони праці при технічному обслуговуванні повітряних суден та охорони навколишнього середовища при функціонуванні авіаційної транспортної системи.

СПИСОК БІБЛЮГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. **Абрамзон А.А.**, Боброва А.Е., Зайченко А.П. Поверхностные явления и поверхностно–активные вещества / Под ред. А.А. Абрамзона и Е.Д. Щукина.– Л.: Химия, 1984. – 536 с.
2. **Абрамович Г.Н.** Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1969. – 824 с.
3. **Абрамович Г.Я.**, Гиршович Т.А. Турбулентные струи, несущие твердые или капельно–жидкие примеси // Парожидкостные потоки. – Минск: РИО ин-та тепло и массообмена им. А.В. Лыкова, 1977. – с.155–176.
4. **Абрамович Г.Н.** Прикладная газовая динамика: учеб. руководство для вузов. 5-е изд. Ч. 1. М.: Наука, 1991. 597 с.
5. **Авдошко М.Д.** Параметрическая диагностика авиационных газотурбинных двигателей. – Киев: КИИГА, 1992. – 104 с.
6. **Августинович В.Г.**, Акиндинов В.А., Боев Б.В. Дедеш В.Т. и др. Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1984. – 196 с.
7. **Авербух Я.Д.** Об удержании пылинок на поверхности их осаждения в условиях турбулентного потока: Дис. канд. техн. наук. – Свердловск: РИО Уральского индустриального ин-та им. С.М. Кирова, 1946. – 208 с.
8. **Авиационные** двигатели, отказы, неисправности, дефекты, поврежденность, конструктивные элементы, лимитирующие элементы, повреждающие факторы: Отчет о НИР по теме 576–В86.–КНИИГИ.–1986. – 102с.
9. **Авиационный** двухконтурный турбореактивный двигатель АИ-25 / Под ред. В.А.Лотарева – М.: Машиностроение,1971,–с 122.

10. **Адгамов Р.И.**, Боровик В.О., Дмитриев С.В и др. Обработка и анализ информации при автоматизированных испытаниях ГТД – М.: Машиностроение.1987.–216 с.
11. **Аксельрод С.Е.**, Кофман В.М. Об учете сжимаемости рабочего тела при расчете неустановившихся режимов работы газотурбинного двигателя // Изв. ВУЗов, Авиационная техника, 1980, №1, – С.81–83.
12. **Алабин М.А.**, Ройтман А.Б. Корреляционно–регрессионный анализ статистических данных в двигателестроении. – М., Машиностроение, 1974
13. **Александров В.Г.** Контроль технической исправности самолетов и вертолетов. – М.: Транспорт, 1976. – 360 с.
14. **Амброжевич А.В.**, Мунштуков Д.А., Костенко П.П. Моделирование нестационарного газодинамического процесса в камерах сгорания ГТД. Авиационно-космическая техника и технология: Тр. ХАИ им. Н.Е. Жуковского 1994года. – Харьков, 1995. – С. 110–118.
15. **Амброжевич А.В.** Моделирование газодинамического процесса в компрессоре в широком диапазоне режимов работы. // Доклады. Второго Конгресса двигателестроителей Украины. – Харьков, 1997. – С. 123–126.
16. **Амброжевич А.В.** Комплексная технология численных исследований нестационарных газодинамических процессов в газотурбинных и турбопоршневых двигателях. // Доклады Второго Конгресса двигателестроителей Украины. – Харьков, 1997. – С. 118–122.
17. **Амброжевич А.В.**, Мунштуков Д.А. Модель нестационарного пространственно-неоднородного течения в радиально-осевой лопаточной машине. // Изв. ВУЗов Авиационная техника. – 1992. – № 2. – С. 44–47.
18. **Амброжевич А.В.** Численные исследования переходного процесса в ГТД. // Доклады Второго Конгресса двигателестроителей Украины. – Харьков, 1997. – С. 109–112.

19. **Анютин А.Н.** и др. О работе осевого компрессора при радиально–неравномерном входе потока. // *Авиационная техника: Известия вузов*, 1978, № 1. – С. 105–107.
20. **Арутюнов Г.С.,** Краснов С.Е., Ольштейн Л.Е. Математическое моделирование газодинамической устойчивости ТРДФ при внешних возмущениях давления и температуры на установившихся и переходных режимах. “Тр. Центр. ин-т авиац. моторостр.”, 1984, № 1093, – С. 155–169.
21. **Арьков Ю.Г.,** Ахмедзянов А.М. Анализ способов оценки устойчивости компрессора серийного ТРД. // *Испытание авиационных двигателей.* – Уфа: УАИ, 1972, № 1. – С. 131 – 137.
22. **Бабак В.П,** Білецький. А.Я, Приставка О.П, Приставка П.О. Статистична обробка даних. – Київ: "МІВЦЦ", 2001.– 388с.
23. **Баммерт Б.,** Воелк А. Влияние шероховатости поверхности лопаток на аэродинамические и рабочие характеристики осевого компрессора //Труды американского общества инженеров–механиков. Сер. Энергетические машины и установки. – М.: Мир, 1990, №2. – С. 59–65.
24. **Батурин А.Г.,** Суров В.И. Интегрированная логистическая поддержка эксплуатации – стратегия реализации жизненного цикла авиационной техники // *Вестник машиностроения* 2000. №8, – С.49–54
25. **Барзилович Е.Ю.,** Савенков М.Е. Статистические методы оценки состояния авиационной техники, – М.: Транспорт,1983.–206 с.
26. **Бетнер,** Эрлод. Влияние радиального зазора, нагрузки ступени и шероховатости стенки на развитие пограничного слоя на корпусе компрессора //Сер. Энергетические машины и установки. –М.: Мир, 1983, №2. – С. 44–53.

27. **Бочаров В.И.,** Ивлев Е.П. Метод определения коэффициента газодинамической устойчивости ТРД при летных испытаниях. Технический отчет № 68–397–1У, 1968.
28. **Брусиловский И.В.** Влияния числа Рейнольдса на аэродинамическую характеристику осевого вентилятора Тр. центр. ин-т авиац. моторостр. 1984, №1093, –С. 69– 79.
29. **Буров С.В.,** Кац Б.М., Шаров. А.Д. Автоматическая защита компрессора ГТД от неустойчивой работы ТВФ, 1971, №3, –С.48–52.
30. **Горюнов А.И.,** Горюнов И.М. Учет влияния неравномерности параметров рабочего тела на характеристики узлов ГТД и ЭУ// Вестник Уфимского гос. авиационного техн. ун-та. 2010. Т. 14. № 3. С. 57-61.
31. **Грига А.Д.,** Поляков А.Е., Мерзляков В.В., Малько Г.И. К оценке степени износа компрессора (его помпажного состояния) в процессе эксплуатации вертолетного ГТД // Вопр. теории и расчета раб. процессов теплов. двигателей (Уфа), 1984, № 8, –С. 162–167.
32. **Зимон А.Д.** Адгезия жидкости и смачивание. М.: Химия, 1974. – 416 с.
33. **Епифанов С.В,** Кузнецов Б.И, Богаенко И.Н, Грабовский Г.Г, Дюков В.А, Кузьменко С.А, Рюмшин Н.А, Самецкий А.А. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей – К.:Техніка,1998. – 312 с .
34. **Исследование** причин ухудшения и возможностей восстановления характеристик КВД ГТД и ТРД. –AIAA Paper, 1979, № 1234. –7pp. (англ.)
35. **Кампси Н.** Аэродинамика компрессоров: Пер. с англ.– М.: Мир, 2000.– 688 с.
36. **Кулик Н.С.** Параметрические методы оценки технического состояния авиационных ГТД.–Киев.:КИИГА,1993.–139с.

37. **Литвинов Ю.А.,** Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 288 с.
38. **Нечаев Ю.Н.** Законы управления и характеристики авиационных силовых установок: Учебник для студентов вузов, обучающихся по направлениям “Авиа и ракетостроение”, “Эксплуатация авиационной и космической техники” и специальности “Энергетические установки”. – М.: Машиностроение, 1995. – 400 с.
39. **Нечаев Ю.Н.,** Кобельков В.Н., Полев А.С. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолетов. – М.: Машиностроение, 1988. – 176 с.
40. **Осик В.М.,** Панін В.В. Хаммуд Н. Оцінка впливу зміни геометричних розмірів елементів ГТД в експлуатації на його газодинамічну стійкість // Вісник Київського міжнародного університету цивільної авіації. – Київ: КМУЦА. – 1999. № 1. – С. 15–20
41. **Пат.2106193** Великобритания , МКИ F01D5/14. Turbomachine rotor blade /Snell Stanley(Великобритания);Rolls–Royce Ltd.– №8128947; Заявл. 14.09.82; Опубл.07.04.83;НКИ FIV.
42. **Пат. 35380 А** Україна, МПК⁶ F 01D5/14 Лопатка вентилятора турбореактивного двухконтурного двигуна / Панін В.В., Дмитрієв С.О., Козлов В.В., Гвоздецький І.І.; КМУЦА – № 99105384; Заявл. 01.10.99; Опубл 15.03.01; Бюл № 2.
43. **Письменный И.Л.** Многоступенчатые нелинейные колебания в газотурбинном двигателе. – М.: Машиностроение, 1987. – 128 с.: ил.
44. **Пономарев В.А.** Настоящее и будущее авиационных двигателей. –М.: Воениздат, 1982, –240 с.

45. **Причины** ухудшения характеристик КВД в эксплуатации // *Авиационная и ракетная техника: (Рефераты по материалам зарубеж. исследований)* – 1981, № 4 – 5 с.
46. **Терещенко Ю.М.** *Аэродинамика компрессорных решеток.* –М.: Машиностроение, 1979. –118 с.
47. **Холщевников К.В.,** Емин О.Н., Митрохин Е.Т. *Теория и расчет авиационных лопаточных машин.* –М.: Машиностроение, 1986. –432 с.
48. **Холщевников К.В.** *Теория и расчет авиационных лопаточных машин.* –М.: Машиностроение, 1970. –610 с.
49. **Хорева Е.А.,** Эброхи Ю.А. *Ординарные математические модели в задачах расчета параметров авиационных ГТД // Аэрокосмический научный журнал.* 2017. № 1. С. 1-14. DOI: 10.24108/rdopt.0117.0000059
50. **Чжен П.К.** *Отрывные течения. Том II.* –М.: Мир, 1975. –С. 207–211.
51. **Colpin J.** Propagation of inlet flow distortions through an axial compressor stage // *Trans. Of the ASME. J. of Engineering for Power.* 1979. Vol. 101. No. 1. Pp. 116-124. DOI: 10.1115/1.3446432
52. **Epstein A.N.,** Williams J.E. Active suppression of compressor instabilities. *Ffowcs, Greitzer E.M. – AIAA Pap., № 1994, 1986. – 12pp., ill.*
53. **Ferrand P.,** Chauvin J. Theoretical study of flow instabilities and inlet distortions in axial compressors // *Trans. of the ASME. J. of Engineering for Power.* 1982. Vol. 104. No. 3. Pp. 715-721. DOI: 10.1115/1.3227336
54. **Howell A, R, Clvert W.J** A new stage starting tenige for axial–flow compressor performance prediction. *Trance ASME,* 1978.
55. **Iavur M.M.,** Murphy K .S., Kar S. The introduction of leading edge slats to improve the off design Performa’s of axial blow fans // *Int. Conf .fan Des ;And Appe Guidford, Sept ,1982. Grandfield , 1982.– P.281–296.*

56. **Kurzke J.** Effects of inlet flow distortion on the performance of aircraft gas turbines // J. Of Engineering for Gas Turbines and Power. 2008. Vol. 130. No. 4. Pp. 041201-041201-7. DOI: 10.1115/1.2901190
57. **Longley J.P.,** Greitzer E.M. Inlet distortion effects in aircraft propulsion system integration // Steady and transient performance prediction of gas turbine engines: AGARD-LS-183(Cambridge, MA, USA, May 27-29th 1992): Conf. paper. Wash.: NASA, 1992. Pp. 6-1 – 6-18.
58. **Seidel B.S.,** Matwey M.D., Adamczyk J.J. Inlet flow distortion in turbomachinery // Trans. of the ASME. J. of Engineering for Power. 1980. Vol. 102. No. 4. Pp. 924-929. DOI: 10.1115/1.3230362
59. **Stenning A.H.** Inlet distortion effects in axial compressors // Trans. of the ASME. J. of Fluids Engineering. 1980. Vol. 102. No. 1. Pp. 7-13. DOI: 10.1115/1.3240630
60. https://zakon.isu.net.ua/sites/default/files/pdf/pravila_bezpeki_praci_pri_tekhni-3-28616.pdf
61. ДБН В.2.5-28-2006 «Державні будівельні Норми України. Інженерне обладнання будинків і споруд. Природне і штучне освітлення»
62. <http://ecoj.dea.kiev.ua/archives/2020/1/32.pdf>
63. <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/614-2020-п#Text>
64. <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/z0833-98#Text>
65. <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/z0341-06#Text>
66. <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/2697-19#Text>
67. <http://www.philosophy.univ.kiev.ua/uploads/editor/Files/Vykladachi/Hylko/Хилько%20М.І.%20Екологічна%20безпека%20України.%20Навч.%20пос..pdf>

